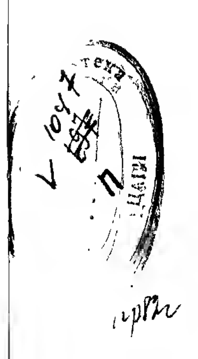
КАРЛ ВУД

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ

Перевод с английского
под редакцией
инж. И. И. ЭСКИНА и инж. А. Д. КАЛУЖНИНА



ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

МОСКВА 1940

Книга содержит необходимые сведения по проектированию самолета и расчетам прочности отдельных его элементов.

В книге разобран порядок проектирования и приведены примеры проектирования двух гражданских самолетов, приведены условия для различных расчетных случаев, описаны основные материалы и технологические процессы, применяемые в самолетостроении, и методы расчетов и конструирования отдельных деталей. В приложениях даются справочные материалы, необходимые для предварительных расчетов.

Книга предназначена в качестве учебного пособия, поэтому в конце каждой главы даны задачи для самостоятельной работы студентов. Однако книга представляет интерес и для конструкторов.

Техн. редактор *А. А. Базанова*

Редактор *Б. Ф. Семков* Перепл. худож. *М. С. Вилькера*

Сдано в набор 8/III 1940 г. Подписано к печ. 26/X 1940 г. Автор. дог. № 31. Инд. А-5(4)-3. Тираж 4000. Кол. печ. лист. 29,5. Цена 18 руб.+перепл. 2 руб. Учетно-авт. листов 34,37. Напечатано на бумаге Красно-Камского бумкомбината. Формат бум. $60 \times 92/_{16}$. А30803. Заказ № 57. *Цена 20 р.*

Типография Оборонгиза. Киев, Крещатик, 42

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава V

Проектирование и расчет на прочность крыла

Глава VI

Проектирование и расчет на прочность органов и проводки управления

Глава VII

Проектирование и расчет на прочность шасси

Глава VIII

Проектирование и расчет на прочность фюзеляжа

Глава IX

Проектирование и расчет на прочность лодок и поплавков

Глава X

Графическое оформление

Глава XI

Коиструирование деталей

Приложение

Дополнения

НОРМЫ ПРОЧНОСТИ

Данные для проектирования самолетов

ПРЕДИСЛОВИЕ К РУССКОМУ ПЕРЕВОДУ

В этой книге изложены методы проектирования самолета и приведены данные, необходимые студенту в его работе над проектом во всех предварительных его стадиях.

Книга дополняет текст „Технической аэродинамики“ того же автора (ЦАГИ, 1938).

Перевод этой книги сделан по четвертому ее изданию (июнь 1939 г.), при пользовании которым автор рекомендует обращаться за справками к изданию ANC-5 „Прочность элементов самолета“, подготовленному Армейским военно-морским и коммерческим комитетом по авиационным техническим требованиям, и к изданию „Гражданские авиационные нормы 04“, которое является шестой частью предполагаемого нового „Кода федеральных норм“ (CAR-04), и к „Авиационному коммерческому руководству 04“ (ACM-04).

Учитывая, что нашим читателям трудно получить указанные американские нормы, редакция сочла необходимым поместить для справок нормы Бюро коммерческой авиации Департамента Торговли — бюллетени ДТ („Авиационный бюллетень“, № 7А и № 26), помещенные в более ранних американских изданиях этой книги. Эти бюллетени отличаются от CAR-04 лишь формой изложения и незначительными изменениями, которые специально нами оговорены в тексте.

В книге приводятся нормы прочности самолетов США в редакции 1935 г. с исправлениями в соответствии с редакцией 1939 г. Необходимо, однако, заметить, что эти нормы прочности коммерческих самолетов для ряда агрегатов (крылья, хвостовое оперение, местная прочность днища лодок) являются минимальными и что нагрузки, определенные по этим нормам, в действительных условиях эксплоатации могут быть превзойдены. Анализ прочности некоторых американских самолетов показывает, что во многих случаях перечисленные агрегаты выполнены со значительным запасом прочности.

В перевод настоящей книги не вошла глава IV „Экономические соображения при проектировании“ и несколько устаревший справочный материал по ценам на авиаматериалы.

Рассматривая вопросы конструкции и производства самолета, автор берет в качестве основного критерия стоимость, что накладывает специфический отпечаток на весь ход рассуждений и иногда делает их непригодными для наших условий.

Все величины в книге переведены в метрические меры. Обозначения заменены принятыми в СССР.

ПРИНЯТЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

a — ускорение, *м/сек*²;

A — наклон кривой c_y по α $\left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)$;

b — хорда;

c_y — коэфициент подъемной силы;

c_x — коэфициент лобового сопротивления;

c_{xp} — коэфициент профильного сопротивления;

c_{xi} — коэфициент индуктивного сопротивления;

c_m — коэфициент момента (если нет специального указания, то относительно точки, лежащей на 0,25 хорды) [1];

c_{m0} — коэфициент момента при $c_y = 0$ [1];

c_s — коэфициент быстроходности винта;

D, d — диаметры;

E — модуль упругости первого рода;

e — отношение веса крыла к полетному весу самолета;

f — коэфициент безопасности;

F — площадь поперечного сечения, сила;

G — полетный вес самолета;

g — ускорение силы тяжести;

$\frac{G}{N}$ — нагрузка на *л. с.*, *кг/л. с.*;

$\frac{G}{S}$ — нагрузка на 1 *м*² крыла;

h — высота; расстояние, измеряемое по вертикали;

H — потолок;

I — момент инерции;

i — радиус инерции;

J — расстояние от передней кромки до ц. т. сечения крыла в долях хорды;

k — коэфициент;

k_l — параметр размаха;

l — размах;

L — длина;

L_p — нагрузка на 1 *м*² площади эквивалентной пластинки [2];

L_s — коэфициент нагрузки на 1 *м*² размаха;

L_t — нагрузка на располагаемую мощность $\frac{G}{N_p}$;

M — момент;

m — масса;

N — номинальная мощность;

---

[1] Положительным считается кабрирующий момент.

[2] См. d, стр. 403.

N_e — эффективная мощность;
N_i — индикаторная мощность;
$N_р$ — располагаемая мощность;
$N_п$ — потребная мощность;
n — эксплоатационная перегрузка;
n — число оборотов в минуту;
P — нагрузка;
p — удельная нагрузка, давление, *кг/м*²;
q — скоростной напор, *кг/м*²;
R, r — радиусы;
R — разрушающее напряжение;
Re — число Рейнольдса;
S — площадь (если нет специального указания, то площадь крыла), *м*²;
u_0 — вертикальная скорость на уровне земли;
V — скорость (*м/сек, км/час*);
$V_{min}(V_{пос})$ — минимальная скорость [1];
$V_{min\ закр}$ — минимальная скорость с открытыми закрылками;
$V_{отр}$ — скорость отрыва гидросамолета при разбеге;
$V_{под}$ — скорость по траектории при наборе высоты;
V_y — скороподъемность, *м/сек*;
$V_р$ — расчетная скорость маневра;
$V_{крейс}$ — крейсерская скорость;
V_{max} — максимальная скорость;
$V_{max\ max}$ — расчетная скорость планирования;
$V_{пик}$ — теоретическая скорость вертикального пикирования при нулевой тяге;
w — скорость ветра, *м/сек*;
α — угол атаки;
β — угол наклона траектории полета к горизонтали;
γ — угол поперечного V;
δ — угол отклонения щитка, рулей, элерона, деформация;
Δ — относительная плотность $\frac{\rho}{\rho_0}$;
η — к. п. д.;
λ — удлинение — $\frac{(\text{размах})^2}{\text{площадь}}$;
Λ — обобщенный параметр летных качеств $\frac{L_s L_t^{\frac{4}{3}}}{L_p^{\frac{1}{3}}}$;
ω — угловая скорость;
σ — нормальное напряжение;
$\sigma_{раст}$ — напряжение растяжения;
$\sigma_{проп.раст}$ — предел пропорциональности при растяжении;
$\sigma_{тек.\ раст}$ — предел текучести при растяжении;
$\sigma_{доп.раст}$ — допустимое напряжение при растяжении;

---

[1] Эта скорость здесь вычисляется без учета эффекта близости земли. *Прим. ред.*

$R_{раст}$ — временное сопротивление прн растяженни;
$\sigma_{сж}$ — напряжение сжатия;
$\sigma_{проп. сж}$ — предел пропорпиональностн при сжатии (proportional limit in compression);
$\sigma_{тек. сж}$ — предел текучести прн сжатин (compressive yield stress);
$\sigma_{доп. сж}$ — допустнмое напряжение сжатия (allowable compressive stress)[1];
$R_{сж}$ — временное сопротнвление прн сжатнн (ultimate compressive stress);
$\sigma_{изг}$ — напряжеиие изгнба;
$\sigma_{доп. изг}$ — допускаемое напряженне изгиба, критическое (allowable bending stress, modulus of failure in bending) напряжеине изгиба;
$\sigma_{изг. уст}$ — предел усталостн при нзгнбе (endurance limit in bending);
$\sigma_{см}$ — напряжение смятня;
$\sigma_{тек. прод}$ — предел текучестн прн продольиом нзгнбе (column yield stress)[2];
τ — касательное напряженне;
$\tau_{доп. срез}$ — допустнмое касательиое напряженне;
$\tau_{проп. срез}$ — предел пропорциональности прн срезе;
$\tau_{круч}$ — напряжение кручення;
$\tau_{доп. круч}$ — критнческое напряжеиие при кручеиии (modulus of failure in torsion);
$\tau_{уст. круч}$ — предел усталости при кручении (endurance limit in torsion).

Основные сокращения

а. ц. — аэродииамическнй центр (фокус);
ц. т. — центр тяжести;
ц. д. — центр давлеиия;
с. а. х. — средняя аэродинамическая хорда;
ДТ — департамент торговли;
ТА — „Техническая аэродииамнка", Карл Вуд, ЦАГИ, 1938.

---

[1] Все допустимые напряжеиия сравниваются с напряжениями в конструкции пря действии расчетиых нагрузок, если нет специальиой оговорки.

[2] Условное напряженне для короткого стержня $\left(\frac{l}{i} = 0\right)$ обычно равно $\sigma_{тек. сж}$. *Прим. ред.*

ВМЕСТО ВВЕДЕНИЯ

Изучение конструкции самолета должно включать также рассмотрение тех условий, в которых создаются самолеты. Приводим ниже статью Р. Р. Осборна, сотрудника фирмы Стинсон Эйркрафт, опубликованную в журнале „Aviation". Хотя эта статья является очень острым шаржем, она все же дает представление о работе конструкторов и условиях создания самолета в США. Правда, самолеты Стинсона обладают высокими летными качествами, поэтому едва ли их проектирование выполняется подобными методами.

УПРОЩЕННЫЕ МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА

Проектирование и производство самолетов многие представляют, как нечто таинственное, причем такое представление замечается не только у широкой публики, но и у лиц, имеющих отношение к авиапромышленности. Многие не имеют никакого представления, почему для одного типа самолета используется бипланная схема, в то время как для другого монопланная.

Считая, что нашим читателям это будет очень интересно, мы опросили некоторых опытных конструкторов, каким образом они создают новый самолет. Они охотно удовлетворили наше любопытство, и ниже мы приводим с их слов описание процесса создания обычного самолета — от чертежной доски до аэродрома.

Так как лучшие чертежники заняты изготовлением реклам для торгового отдела, то главный конструктор с неудовольствием узнает о том, что чертить будет неопытный человек, а расчеты и вычисления он должен делать сам.

Конструктор задается размахом 37,5 фута. Чертежник не разбирается в его почерке и делает чертеж самолета с площадью крыла 375 кв. футов.

Первоначально намечается моноплан. Но происходит смена районных инспекторов Департамента Торговли. Новый инспектор предпочитает бипланы, поэтому конструкция изменяется на биплан.

Президент акционерного общества сообщает, что в настоящее время основным показателем всех новых самолетов является скорость. Соответствующим образом изменяется конструкция.

Партнер главного инженера по игре в гольф является владельцем моторного завода. Это обстоятельство оказывает решающее влияние на выбор мотора. Конструктор возмущается. Главный

инженер начинает хуже играть в гольф, и партнер постоянно обыгрывает его. Тогда он предлагает конструктору взять лучший мотор другой фирмы. Конструктор снова озадачен: он не знает, что ему делать с новым мотором.

Президент акционерного общества предписывает всемерное снижение себестоимости и эксплоатационных затрат. Конструкция соответствующим образом изменяется.

Конструктор узнает, что самолетная фирма X проектирует самолет с крылом типа „чайка“. Он немедленно стирает все начерченное и начинает разрабатывать новое крыло типа „чайка“. В это время конструктор фирмы X стирает свои чертежи и начинает набрасывать крыло типа „бабочка“, так как он узнал, что фирма Y разрабатывает крыло этого типа.

Президент акционерного общества возвращается из поездки по стране и рассылает циркуляр, в котором пишет, что самым главным качеством самолета в данный момент является улучшение обзора пилота и для достижения этой цели надо жертвовать и дешевизной конструкции, и скоростью. Конструкция соответственно изменяется.

Цех делает ошибку и укорачивает фюзеляж на 1 фут. Так как перед этим цех покрыл одну из ошибок конструкторского бюро, то по принципу „рука руку моет“ конструктор написал длинный доклад главному инженеру, доказывая, что наблюдается тенденция к более коротким фюзеляжам, а поэтому следует укоротить фюзеляж на 1 фут. Главный инженер, не уловив смысла туманных вычислений конструктора, распоряжается укоротить нос фюзеляжа на 1 фут. Конструктор и начальник цеха обсуждают этот вопрос, решают укоротить нос фюзеляжа на 1 фут и считают вопрос исчерпанным.

Наконец, прибывает мотор. Оказывается, что фирма построила девятицилиндровый мотор вместо семицилиндрового, а подмоторная рама рассчитана на семицилиндровый мотор. После длительной безрезультатной переписки между обеими фирмами о том, что делать — заменить подмоторную раму или снять два цилиндра, — приходят к решению бросить монету („орел или решка“). Заменяется подмоторная рама.

После установки мотора оказывается, что карбюратор задевает за шасси. Мотор отсылают обратно на завод, чтобы переделать карбюратор. Когда мотор возвращают, обнаруживается, что новый карбюратор задевает за масляный бак. Мотор снова отправляют на завод для переделки на непосредственный впрыск.

Ни один из рабочих, занятых на обтекателях, не знает английского языка, поэтому инженер-конструктор на пальцах объясняет им, какого типа крыльевые зализы необходимо сделать. Думая, что он говорит о капотах мотора, они делают новый тип капота на мотор; инженер-конструктор разрабатывает соответствующий чертеж и посылает его главному инженеру с указанием, что его новый проект должен дать увеличение скорости на 4 мили в час.

Шасси было рассчитано на колеса большого диаметра. Кто-то изобрел колеса малого диаметра и продал их агенту снабжения фирмы. После постановки их оказалось, что зазор между винтом и землей слишком мал. Инженер-конструктор считает, что надо поставить трехлопастный винт, так как окружная скорость концов лопасти слишком велика.

Во время сборки самолета обнаруживается, что верхнее крыло упирается в потолочную балку цеха. После сравнения стоимости потолочного перекрытия цеха и одного набора стоек самолета высоту коробки биплана решено уменьшить на 6 дюймов.

После первого взвешивания обнаруживается, что ц. т. самолета сильно смещен. Для получения нужной центровки изготовляется новое верхнее крыло с резко выраженной стреловидностью в плане. Главный инженер пишет президенту фирмы, что связанная с этим задержка оправдывается улучшением обзора пилота.

При вытаскивании самолета из ворот ангара обламывают конец левого крыла размером в 1 фут. Другую сторону также укорачивают на 1 фут и оба конца аккуратно закругляют.

Самолет проходит скоростные испытания, причем максимальная скорость оказывается на 5 миль в час выше ожидаемой конструктором, но на 5 миль в час ниже той, которую он указал в предварительных технических условиях. Эта скорость на 10 миль в час больше той, которую ожидал получить инженер-расчетчик, и на 10 миль в час меньше той, которую он обещал президенту фирмы. Она на 15 миль в час больше ожидаемой управляющим торговым отделом и на 15 миль в час меньше указанной им в предварительной рекламе.

Именно эту скорость и ожидал получить президент фирмы, хорошо знающий свои предприятия.

ГЛАВА I

ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

ОБЩИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Первым шагом в проектировании самолета является точное определение его типа. Обычно технические требования исходят от заказчика. Если их нет, то конструктор должен составить их сам, имея в виду назначение самолета.

Технические требования для небольших самолетов серийного производства можно составить по материалам анкет, распространенных между возможными потребителями, но в большинстве случаев их должен составлять сам конструктор. Например, один из самолетов Кертисс-Райт, по заявлению его конструктора К. Уайта („ASME Trans.“, октябрь 1932), был сконструирован на основе следующих простых технических требований: 1) низкая себестоимость, 2) безопасность, 3) изящная внешность, 4) хорошие летные качества. Действительная себестоимость этого самолета была чрезвычайно низкой для того времени. Однако его безопасность оказалась недостаточной, а пренебрежение летными качествами (крейсерская скорость около 105 *км/час*) привело к тому, что этот самолет не нашел себе применения, так как не мог конкурировать с автотранспортом.

Ниже приводятся аргументы, доказывающие целесообразность постройки самолета для массового производства по нижеприведенным техническим требованиям. Пожелания по усовершенствованию самолетов изменяются так быстро, что различные конструкторы расходятся во мнениях о наилучшем типе самолета на ближайший отрезок времени. Таким образом приводимые аргументы следует рассматривать, как объяснение этих специальных требований, но не как защиту их.

Важно только, чтобы были составлены и утверждены какие-либо технические требования, которых нужно по мере возможности придерживаться в процессе проектирования.

Предполагаемая платная нагрузка 181 *кг* предусматривает двух пассажиров по 77 *кг* и багаж 27 *кг*. Имеются в виду двухместные самолеты, потому что одноместные находят малый спрос (за исключением состязаний), а трех- и пятиместные самолеты, как правило, обходятся очень дорого. Поэтому предполагают строить двухместные самолеты.

В летных характеристиках минимальная скорость 72 *км/час* требуется потому, что самолет, который садится с меньшей ско-

ростью, например 56 *км/час*, может подвергнуться опасности быть снесенным в сторону порывом сильного ветра, и поэтому летать на таком самолете можно только в тихую погоду; самолеты же, которые садятся со скоростью свыше 88 *км/час*, требуют от летчика особого мастерства в отношении посадки.

Пример технических требований

Платная нагрузка:	
пилот, пассажиры, багаж[1]	181 *кг*
почта, груз и т. п.	—
Летные качества:	
минимальная (критическая) скорость	72 *км/час*
крейсерская скорость	160 „
максимальная скорость	175 — 185 „
максимальная скороподъемность (по техническим требованиям ДТ)	110 *м/мин*
теоретический потолок	4575 *м*
дальность полета (без ветра)	960 *км*
потолок с одним выключенным мотором	1525 *м*
угол наиболее крутого планирования при скорости немного большей критической (минимальной)	$\operatorname{arc\,tg} \alpha = \frac{1}{6}$
Устойчивость и управляемость:	
продольная устойчивость	положительная на всех скоростях
рулежка	отсутствие тенденции к заворотам при рулежке
штопор	выход после двух витков
прочность (коэфициенты перегрузки)	по нормам прочности
Оборудование:	
электрическое	стартер, сигнальные огни, радио
техники безопасности	огнетушители, ракеты, парашюты, двойное управление
обеспечивающее удобства и комфорт пассажирам	шум менее *80 децибел*
Размещение элементов самолета	хороший обзор, сидения расположены рядом, винт позади пилота
Стоимость самолета	
цена (розничная)	не свыше 2000 долларов
содержание	25 долларов в месяц + 1,25 цента на 1 *км*

Что касается скорости 72 *км/час*, то большинство людей, имея опыт управления автомобилем, чувствует себя при такой посадке „как дома".

Крейсерской скоростью 160 *км/час* задаются потому, что желают получить самолет, имеющий преимущество в отношении скорости перед автомобилем. Если крейсерская скорость значительно ниже 160 *км/час*, самолет теряет свои преимущества в скорости по сравнению с автомобилем, так как встречные

[1] Для самолетов такого типа в платную нагрузку иногда включают и пилота, что не соответствует терминологии, принятой NACA.

ветры свыше 48 *км/час* нередки. Максимальную скорость определяют из крейсерской скорости по формуле

$$V_{max} = \frac{V_{крейс}}{\sqrt[3]{\frac{N_{e\ крейс}}{N_{e\ max}}}},$$

где $N_{e\ крейс}$ и $N_{e\ max}$ — соответственно эффективные мощности при полете на крейсерской и максимальной скоростях.

Требуемая скороподъемность здесь является законным минимумом и может быть при желании увеличена; однако считают. что очень быстрый подъем не стоит тех затрат, которые для этого делаются (для данной мощности и веса лучшая скороподъемность потребует крыла большого размаха). Возможно, что большинство летчиков думает иначе, но поскольку скороподъемности отводится менее важное место, конструктор может больше уделить внимания другим параметрам, которые могут иметь большее значение.

Дальность 960 *км* требуется потому, что необходимо иметь 50%-ный запас горючего и масла на наибольшее расстояние между главными аэропортами на трансконтинентальном участке пути. Исключая продолжительные перелеты, наполнять баки до предела нет надобности. Большинство летчиков производит вынужденные посадки по совершенно другим причинам задолго до того, когда все горючее уже израсходовано.

Теоретическому (абсолютному) потолку 4575 *м* при начальной скороподъемности 1,83 *м/сек* будет соответствовать практический потолок 3050 *м* со средней скороподъемностью 0,61 *м/сек*. Это позволит пролетать над высокими горами США. Самолеты, которые будут предназначаться для полетов над горами (в районе Скалистых гор), должны иметь большой потолок; для других районов этот потолок не нужен. При подсчете потолка нужно иметь это в виду.

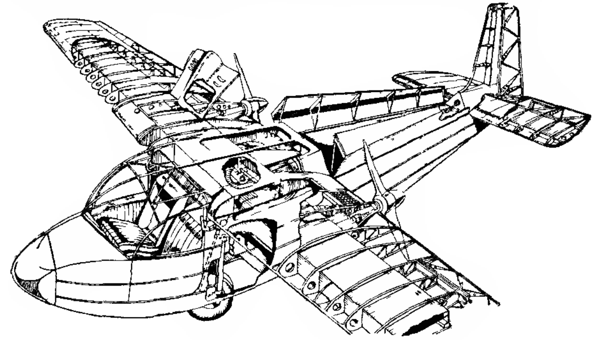
Потолок 1525 *м* требуется для самолета с одним работающим мотором (при двухмоторной схеме). Для сравнительно дальних перелетов рекомендуется ставить на самолет два мотора, так как в случае выхода одного мотора из строя другой будет работать. Но эта точка зрения спорна, так как для летчиков-любителей управлять двумя моторами значительно сложнее, чем сделать вынужденную посадку. Потолок 1525 *м* дается в технических требованиях потому, что наибольшее число площадок для вынужденных посадок в США расположено на меньшей высоте.

Крутой угол планирования $\left(\operatorname{arc} \operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{6}\right)$ требуется для того, чтобы облегчить вынужденную посадку самолета; для этого предусматриваются закрылки самых различных типов.

Технические требования по устойчивости, управляемости и прочности обычные, что же касается спецификации на оборудование, то она не обычная. На самолеты, так же как и на автомобили,

необходимо ставить стартеры и глушители. Предполагается, что в интересах безопасности немногие линейные летчики будут летать без радио. Что касается установки толкающих винтов, то это приветствуется летчиками, так как тогда они могут сидеть впереди и хорошо видеть, куда летит самолет. Не так обстоит дело с большинством самолетов, имеющихся теперь в продаже.

Таким образом рассматриваемый самолет во многих отношениях аналогичен английскому легкому самолету выпуска 1937 г., схема которого дана на фиг. 1. Несколько других самолетов подобной схемы появились недавно как экспериментальные.



Фиг 1 Общий вид самолета The Baynes Bee.

При разработке конструкции может оказаться, что эти примерные техические требования противоречивы и невыполнимы, поэтому конструктор предварительно должен наметить последовательность, в которой они должны выполняться. Для приведенных техических требований эта последовательность может быть представлена в следующем виде.

1. *Платная нагрузка, прочность, устойчивость и управляемость* — без изменений.

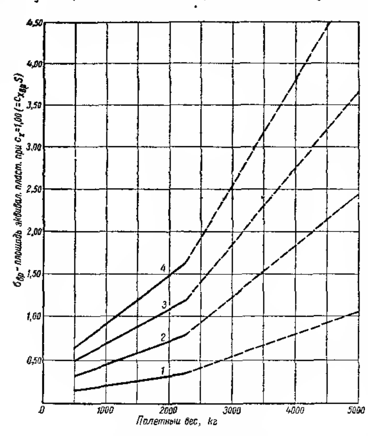
2. *Стоимость.* Цена самолета может быть увеличена, если необходимо, до 2500 долларов. Расходы по содержанию могут меняться соответственно району, арендной плате за ангар, страховке и т. п. Максимальная стоимость содержания самолета не должна превышать стоимости содержания двух легковых автомобилей.

3. *Летные качества.* Крейсерская скорость может быть несколько понижена, минимальная скорость может быть несколько повышена. Скороподъемность и дальность полета должны остаться без изменений. Теоретический потолок в случае необходимости может быть понижен до 3000 *м.*

4. *Оборудование* может быть частично сокращено. Приводимый ниже список составлен в порядке степени важности: а) двойное управление, б) стартер, в) глушитель и звукоизоляция, г) сигнальные огни, д) парашюты; е) радиоприемники, ж) посадочные ракеты. Толкающий винт может быть заменен тянущим.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РАСЧЕТЫ

Предварительными расчетами определяются примерный вес и размеры самолета, отвечающие заданным техническим требованиям. Большинство самолетов создается не совершенно заново, а получается в результате незначительных видоизменений существующих самолетов, имеющих удовлетворительные качества; поэтому при предварительных расчетах проекта основываются на весах деталей и летных качествах уже существующих и находящихся в эксплоатации самолетов. Основные характеристики пятнадцати самолетов различных типов приведены на стр. 278—279. Летные качества можно подобрать по методу, описанному в NACA Rep. № 408 (К. Вуд, Техническая аэродинамика, стр. 92—105, ЦАГИ, 1938, далее всюду сокращенно ТА).



Фиг. 2. График вредного сопротивления самолетов.

Класс 1. Свободнонесущие монопланы с убирающимся шасси, обтекаемым фюзеляжем, мотор в капоте, внешние расчалки отсутствуют. *Класс 2*. *a*—свободнонесущий или расчаленный моноплан со свободнонесущими или расчаленными шасси; мотор в капоте или кольце; фюзеляж обтекаемый; колеса в обтекателе; *b*—биплан или внешне расчаленный моноплан с убирающимся шасси, обтекаемым фюзеляжем, мотор в капоте или кольце. *Класс 3*. Биплан или моноплан с наружными расчалками, с обтекаемым фюзеляжем, мотор в капоте или в кольце. *Класс 4*. Самолеты, имеющие исключительно большое вредное сопротивление.

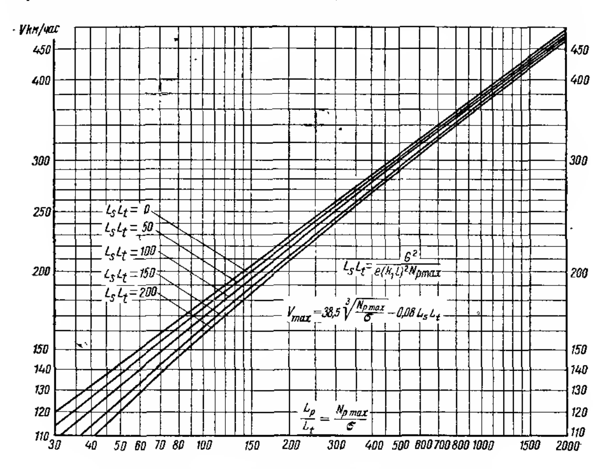
При проектировании гражданских самолетов автор выработал следующий метод определения главных размеров самолета по заданной полезной нагрузке, посадочной и максимальной скоростям, скороподъемности или потолку.

1. Ориентировочно полетный вес самолета с обычной дальностью полета принимают равным четырехкратной полезной нагрузке.

2. Площадь крыла вычисляют по формуле

$$S = \frac{G}{\frac{1}{16} c_{y\ max} V^2_{min}}.$$

Принимают $c_{y\,max} = 1{,}4$ или 1,5 в случае отсутствия закрылков. При наличии закрылков величину $c_{y\,max}$ см. на стр. 256—257.



Фиг. 3. График определения максимальной скорости самолета.

3. Вредное сопротивление и профильное сопротивление крыла выражают в квадратных метрах эквивалентной пластинки ($c_x = 1{,}00$). Вредное сопротивление можно примерно определить по фиг. 2. Минимальное профильное сопротивление принимают равным $\sigma_{пр} = 0{,}01$ S.

4. Зная заданную величину V_{max}, находят $\frac{N_{p\,max}}{\sigma}$ (фиг. 3). Затем вычисляют

$$N_{p\,max} = \frac{N_{p\,max}}{\sigma}\sigma,$$

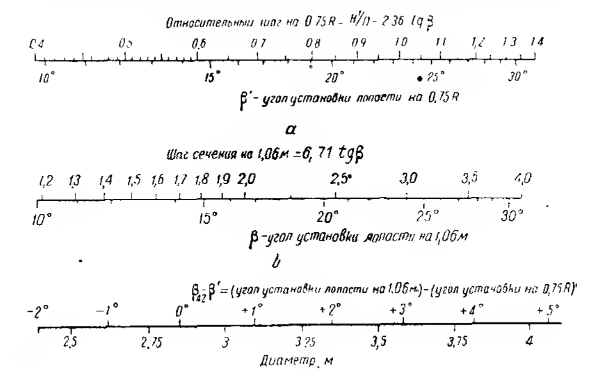
принимая $L_s L_t$ равным от 65 до 130.

5. Находят эффективную мощность

$$N_e = \frac{N_{p\,max}}{\eta},$$

принимая значения η для деревянного винта 0,75, а для металлического 0,80.

6. Выбирают мотор, руководствуясь списком моторов (см. табл. 43). Иногда мощность мотора указывают уже в технических требованиях, и тогда первые шесть пунктов расчета можно пропустить.



Фиг. 4. Соотношение между шагом и углом установки лопасти.

a—угол установки лопасти на 0,75 *R*; *b*—угол установки лопасти на радиусе 1,06 *м*; *c*—разность между углами установки лопасти на 0,75 *R* и на радиусе 1,06 *м* для винтов типа NACA-4412.

7. Производят второй подсчет веса. Проверяют подсчитанный вес с учетом веса мотора. Сухой вес мотора $G_{м.с}$ без втулки винта или стартера приведен в табл. 43.

Для моторов воздушного охлаждения общий вес моторной установки . . . . $G_у \approx 1{,}3 G_{м.с}$

Для моторов жидкостного охлаждения общий вес моторной установки . . . . $G_у \approx 1{,}8 G_{м.с}$

Вес пустого самолета . . . . $G_с$ = (от 2,5 до 3) $G_у$

Вес горючего . . . . $G_г \approx 0{,}172 N_e\, t$ (где t — время полета в часах)

Вес масла . . . . $G_м \approx \frac{G_г}{12}$

Несъемное оборудование (парашюты, радио, ракеты и т. п.) . . . . по спецификации

Полетный вес самолета будет $G = G_с + G_г + G_м + P$[1].

8. Проверяют вычисленную площадь и сопротивления (пп. 2 и 3).

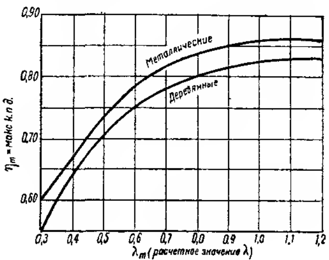
[1] P — нагрузка (пилот, пассажиры, багаж, почта, груз, несъемное оборудование).

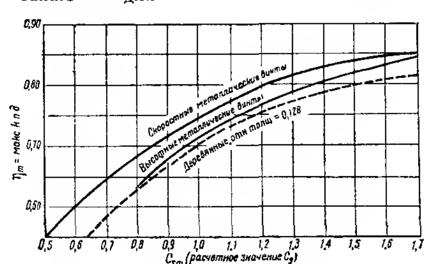
9. Определяют нагрузку на 1 $м^2$ площади эквнвалентной пластннки $L_p = \frac{G}{\sigma}$.

10. Выбирают шаг винта и его диаметр и вычисляют к. п. д. внита по фиг. 7, 13, 14.

11. Вычисляют $N_{p\,max}$ и иагрузку иа располагаемую мощность $L_t = \frac{G}{N_{p\,max}}$.

12. Вычнсляют $L_t V_y$ иа основанни заданиой скороподъемности на уровне моря (V_y) и определяют максимальный допустимый параметр потолка Λ (фиг. 15). Находят Λ для заданного теоретического потолка (фиг. 16). Находят также Λ для





Фиг. 5. Максимальное значение к. п. д. металлических и деревянных винтов.

потолка с одним выключенным мотором. Меньшая из этих трех величин должна удовлетворять всем требованиям.

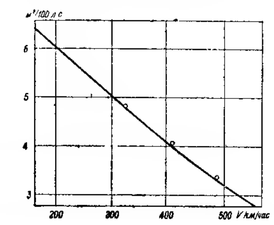
13. Зная Λ и $\frac{L_p}{L_t}$, находят $L_s L_t$ (фиг. 17), затем по величиие нагрузки на располагаемую мощность L_t вычисляют коэфициент L_s, наконец, по

$$L_s = \frac{G}{e\,(k_1 l)^2}$$

иаходят e (фиг. 18 и 19) и решают уравнеине относительно эффективного размаха $k_1 l$, необходнмого для заданиой скороподъемиости или потолка.

Фиг. 6. Коэфициент тяги на месте.

Фиг. 7. Изменение шага по лопасти металлического винта NACA-4412 для различных углов установки лопасти.

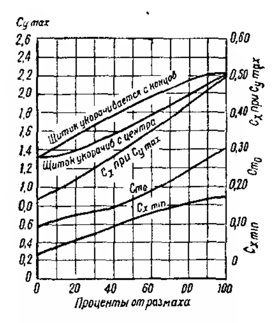


Фиг. 8. Потребная охлаждающая поверхность радиаторов.

14. При отсутствии специальных указаний в технических требованиях выбор расположения крыла относительно фюзеляжа предоставляется конструктору. Предварительно для схемы свободнонесущего моноплана с крылом трапецевидной в плане формы принимают $k_1 = 1$.

Ориентировочно принимают площади

вертикального оперения . . . . . $S_{в.о} = 0{,}075\ S_{кр}$
горизонтального оперения . . . . $S_{г.о} = 0{,}15\ S_{кр}$



Фиг. 9. Влияние величины размаха щитка шириной 20% хорды крыла, отклоненного на 60° (NACA TN № 472).

Фиг. 10. Влияние величины хорды закрылка, расположенного по всему размаху, отклоненного на 45° (NACA TN № 422).

После этого намечают положение мотора, винта (или винтов), места для летчика, пассажиров, багажа и баков для горючего таким образом, чтобы ц. т. находился примерно на $1/3$ с. а. х. крыла. Пассажиров, багаж и горючее нужно размещать возможно ближе к ц. т.

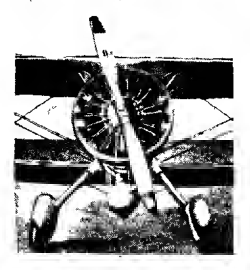
Выбирают тянущий винт (если в технических требованиях не указан толкающий винт).

Высоту шасси выбирают так, чтобы при посадке на три точки хорда нулевой подъемной силы крыла[1] имела наклон к горизонту около 20°, а фюзеляж имел минимальное лобовое сопротивление при α_a (абсолютный угол атаки), равном примерно 5° (для лодок см. пример на стр. 51). Примем наиболее простой тип шасси аналогично фиг. 11.

---

[1] Эта хорда характерна тем, что, когда направление потока совпадает с ее направлением, подъемная *сила* крыла равна нулю. Абсолютный угол атаки отсчитывается от хорды нулевой подъемной силы. *Прим. ред.*

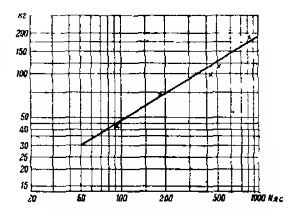
. 15. Проверяют вычисленный вес самолета, пользуясь весовыми данными по различным деталям, приведенными на фиг. 12, 21—27, и по эскизу самолета составляют предварительную таблицу центровки.



Фиг. 11. Шасси самолета Кертисс в обтекателях

16. Проверяют вычисленное вредное сопротивление, используя данные, приведенные в табл. 42, и определяют летные качества.

Если заданные технические требования в отношении летных качеств примерно выполнены, то можно исследовать влияние конструктивных изменений на летные качества. Такое исследование включает оценку изменения веса (при заданных предельных напряжениях в элементах конструкции) и связанного с ним изменения минимального лобового сопротивления. Точно оценить эти факторы без специального анализа соотношений между весом конструкции и действующими в ней напряжениями невозможно; этот вопрос разобран в следующей главе. Однако предварительные сравнения, основанные на средних весах и напряжениях существующих конструкций, можно сделать и без такого подробного анализа.



Фиг. 12. Вес радиаторов с водой.

ПРИМЕР ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Произведем предварительный расчет самолета по указанным выше техническим требованиям.

1. *Первое определение полетного веса.* Полный вес самолета при платной нагрузке 181 *кг* равен $G = 4 \cdot 181 \approx 725$ *кг.*

2. *Первый подсчет площади крыла.* Так как в технических требованиях предусмотрен крутой угол планирования в сочетании с относительно большой максимальной скоростью, то необходимо применить механизированные крылья.

Ориентировочно принимаем крыло с закрылками типа Фаулера, расположенные до половины размаха крыла.

Приращение $c_{y\,max}$ от закрылков, расположенных по всему размаху, будет равно приблизительно 1,4. По фиг. 9 делаем приближенный пересчет на неполный размах закрылков. Исправленное $\Delta c_{y\,max}$ будет равно $\frac{7 \cdot 1{,}4}{9} \approx 1{,}1$.

Допуская возможное уменьшение хорды закрылка с 30 до 25 или 20% хорды крыла (фиг. 10), возьмем значение $c_{y\,max} = 1{,}4 + 1{,}1 - 0{,}1 = 2{,}4$ (для закрылков, отклоненных вниз на 45°). Для такого угла отклонения закрылков, вероятно, безопасна потеря скорости до 63 *км/час*. Закрылки не будут опускаться, когда самолет находится на земле, и следовательно, невелика опасность отрыва его от земли под действием сильных ветров.

Если принять $V_{min} = 63$ *км/час* при $c_{y\,max} = 2{,}4$, то посадочная скорость, равная 72 *км/час*, будет получена с углом отклонения закрылков, меньшим 45°.

При этих условиях площадь крыла будет:

$$S = \frac{G}{\frac{1}{16} c_{y\,max} V_{min}^2} = \frac{725}{\frac{1}{16} 2{,}4 \left(\frac{63}{3{,}6}\right)^2} = 15{,}5 \text{ м}^2.$$

Для $V_{min} = 72$ *км/час* $S = 11{,}7$ *м*². Площадь крыльев в указанном диапазоне будет удовлетворять техническим требованиям.

Ориентировочно принимаем $S = 13{,}9$ *м*².

3. *Первое определение лобового сопротивления.* В соответствии с фиг. 2 зададимся самолетом второго класса, так как не предполагается применять убирающееся шасси. Для полетного веса 725 *кг* площадь эквивалентной пластинки вредного сопротивления получаем равной

$$\sigma_{вр} = 0{,}37 \text{ м}^2.$$

Определяем площадь эквивалентной пластинки минимального профильного сопротивления: $\sigma_{пр} = 0{,}01S = 0{,}01 \cdot 13{,}9 = 0{,}139$ *м*², откуда:

$$\sigma = 0{,}37 + 0{,}139 = 0{,}509 \text{ м}^2.$$

4. *Определение* $N_{p\,max}$ (фиг. 3). *Для* $V_{max} \approx 175 \div 185$ *км/час* и $L_s L_t \approx 100$ получаем $\frac{N_{p\,max}}{\sigma} \approx 115 \div 130$; имея $\sigma = 0{,}509$ *м*², находим:

$$N_{p\,max} = 58 \div 66 \text{ л. с.}$$

5. *Вычисление потребной эффективной мощности.* Ориентировочно принимаем металлический винт с $\eta \approx 0{,}8$, тогда

$$N_{e\,max} = 72 \div 82 \text{ л. с.}$$

6. *Выбор мотора.* По списку моторов (табл. 43) можно выбрать несколько типов моторов мощностью около 40 *л. с.* Для размещения в крыле предпочтительнее выбрать мотор с горизонтально расположенными цилиндрами.

Из экономических соображений ориентировочно выбираем два мотора Континенталь А-40-4.

7. *Вторичный подсчет веса.* В табл. 43 находим вес мотора, равный 64,6 *кг*. Подсчитаем общий вес моторной установки:

$$G_y = 1{,}3 \cdot 64{,}6 \cdot 2 = 168 \text{ кг}.$$

Определяем вес пустого самолета:

$$G_с = 2{,}75 \cdot 168 = 462 \ кг.$$

Вес горючего при запасе на 6 час. полета равен:

$$G_г = 6 \ (\text{час.}) \cdot 0{,}172 \ (кг/л.\ с.\ час) \cdot 80 \ (л.\ с.) = 82{,}4 \ кг.$$

Вес масла равен

$$G_м = \frac{G_г}{12} = 6{,}9 \ кг.$$

Вес оборудования составляет 82,7 *кг* и слагается из весов следующих предметов[1]:

Два парашюта типа сидения	17,6 *кг*
Огнетушитель	3,2 „
Радиоприемник	9,00 „
Стартеры и генератор	22,6 „
Освещение и проводка, включая также один носовой посадочный огонь	6,8 „
Батарея и контейнер	9,5 „
Глушители	5,00 „
Звукоизоляция	9,00 „

Полетный вес самолета будет равен:

$$G = G_с + G_г + G_м + G_{об} + P =$$

$$= 462 + 82{,}4 + 6{,}9 + 82{,}7 + 181 = 815 \ кг.$$

Вес при втором подсчете получился несколько выше, чем при первом, но это расхождение невелико. При этом нужно иметь в виду, что первый подсчет был весьма приближенным.

8. *Вторичный подсчет площади крыла и лобового сопротивления.* Так как полетный вес увеличился с 725 до 815 *кг*, то и площадь крыла должна возрасти в той же пропорции. Новая площадь крыла будет:

$$S = \frac{815}{725} \cdot (11{,}6 \text{ до } 15{,}2) = \text{от } 13{,}1 \text{ до } 17{,}1 \ м^2.$$

Ориентировочно принимаем $S = 15 \ м^2$.

Площадь эквивалентной пластинки лобового сопротивления возрастает с $\sigma = 0{,}509 \ м^2$ до $\sigma = 0{,}52 \ м^2$.

9. *Вычисление нагрузки на 1 м² площади эквивалентной пластинки:*

$$L_{p.} = \frac{G}{\sigma} = \frac{815}{0{,}52} = 1570 \ кг/м^2.$$

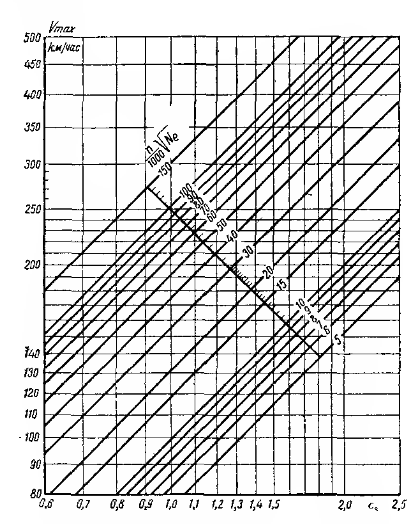
10. *Выбор винта и определение его к. п. д.* Подбираем винт для максимальной скорости, принимая $V = 182{,}3 \ км/час$, $N_e = 40 \ л.с.$, $n = 2575$ (из табл. 43).

Вычисляем

$$\frac{n}{1000}\sqrt{N_e} = \frac{2575\sqrt{40}}{1000} = 16{,}3.$$

[1] См. табл. 56, 60, 61.

По фиг. 13 определяем коэфициент быстроходности винта $c_s = c_{s\ max} = 1{,}5$.



Фиг. 13. График для определения $c_s = \dfrac{0{,}397V}{N^{\frac{1}{5}} n^{\frac{2}{5}}}$.

Не имея более точных данных, используем фиг. 14 для определения к. п. д. и шага винта. По этой фигуре находим $\eta = 0{,}82$ и угол установки лопасти, равный 25°, для винта „наилучших летных качеств" (максимальное значение η для данного c_s). После чего находим

$$\lambda = \frac{V\ м/сек}{n\ об/сек\ D_м} = 0{,}85$$

и вычисляем D

$$D = \frac{182{,}3 \cdot 60}{3{,}6 \cdot 0{,}85 \cdot 2575} \approx 1{,}40\ м$$

(Диаметр 1,5 м и угол установки лопасти 21° соответствуют винту с максимальным значением к. п. д. $\eta_m = 0{,}8$)[1].

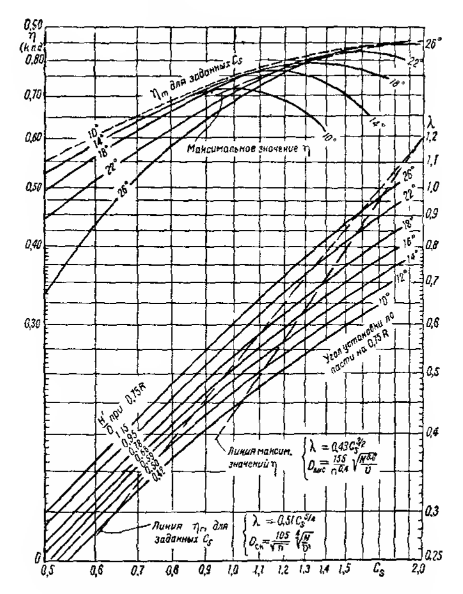
Очевидно, что при предполагаемом расположении винта и мотора ненадежно принимать $\eta_m > 0{,}8$.

[1] Определение см. ТА стр. 74—75. *Прим. ред.*

11. *Определение максимальной располагаемой мощности и нагрузки на 1 л. с.*

$$N_{p\,max} = N_e \eta_m = 80 \cdot 0{,}8 = 64 \text{ л. с.};$$

$$L_t = \frac{G}{N_{p\,max}} = \frac{815}{64} = 12{,}75 \text{ кг/л. с.}$$



Фиг. 14. К. п. д. и λ для металлических винтов, установленных перед капотированным мотором и крылом.

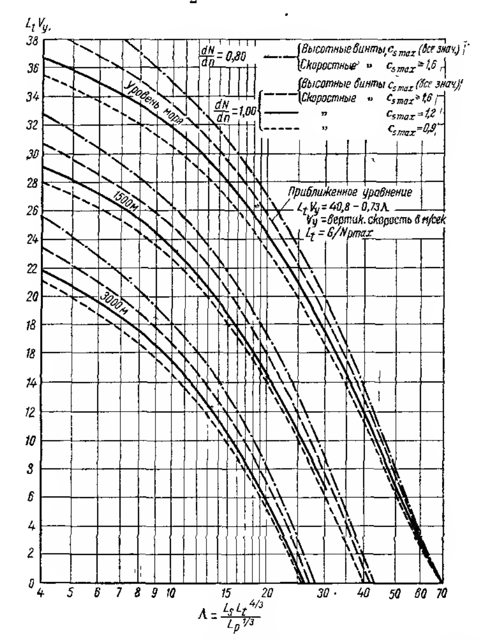
12. *Определение минимального параметра потолка и скороподъемности.*

а) Для вертикальиой скорости 1,83 *м/сек* $L_t V_y = 1{,}83 \cdot 12{,}75 = 23{,}3$. На фиг. 15 кривая наибольших значений к. п. д. высотного винта при $\frac{aN}{dn} = 1$ дает $\Lambda_1 = 24$.

б) Для высоты $H = 4575$ *м* по фиг. 16 на той же кривой находнм $\Lambda_2 = 16{,}5$.

в) Для высоты $H = 1525$ *м* при одном выключенном моторе по фиг. 16 находим $\Lambda'_3 = 42$; для двух моторов, пренебрегая сопротивлением остановленного винта, получаем

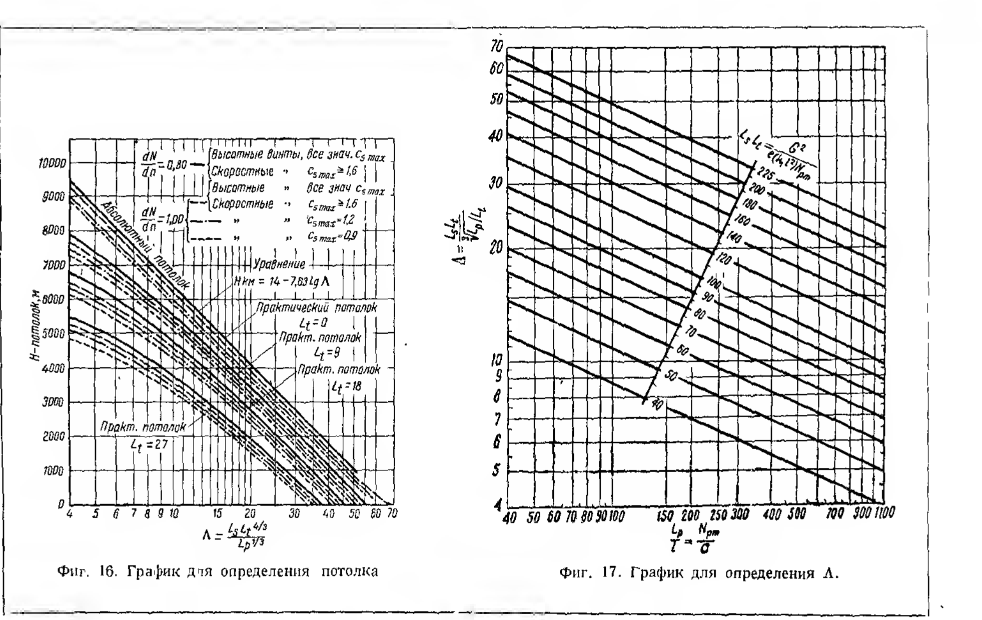
$$\Lambda_3 = \frac{\Lambda'_3}{2^{\frac{4}{3}}} = \frac{42}{2,52} = 16,7.$$



Фиг. 15. График для определения вертикальной скорости.

Было бы желательно принять Λ не больше 15, что отвечает обоим требованиям относительно потолка, так как скороподъемность, очевидно, не является решающим фактором в нашем случае.

13. *Определение размаха крыла.* Из пп. 9 и 11 находим, что $\frac{L_p}{L_t} = \frac{1570}{12,75} = 123$. На фиг. 17 для Λ, равного от 15 до 16,5, находим,



Фиг. 16. График для определения потолка

Фиг. 17. График для определения Λ.

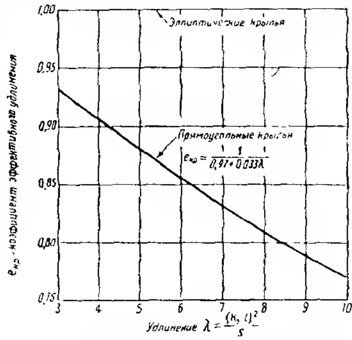
что $L_s L_t = 75-84$. Для $L_t = 12{,}75$ находим, что $L_s = 5{,}88 - 6{,}6$ $\left(L_s = \frac{G}{e \cdot l^2}\right.$ для моноплана$\left.\right)$.

Вычисляем e и по фиг. 18 определяем $e_{кр} = 0{,}9$ для моноплана с трапецевидными концами. По фиг. 19 принимаем $\sigma_ф = 0{,}186$ *м²*, что равно 50% от $\sigma_{пр}$, тогда $\frac{\sigma_ф}{S} = \frac{0{,}186}{15{,}0} \approx 0{,}0125$. Находим для прямоугольного фюзеляжа с зализами $e_ф = 0{,}9$. Отсюда $e = e_{кр} \cdot e_ф = 0{,}9 \cdot 0{,}9 \approx 0{,}8$.

Таким образом получаем размах равным

$$l = \sqrt{\frac{G}{L_s e}} = \sqrt{\frac{815}{0{,}8\,(5{,}88 \div 6{,}6)}} = 12{,}5 - 13{,}1 \text{ м}.$$

Это необычайно большой размах для такого типа самолета, что удорожает его хранение.



Фиг. 18. Коэфициент эффективного удлинения, зависящий от формы крыла в плане (основано на фиг. 32).

Становится очевидным, что к этому самолету предъявляются слишком высокие требования в отношении потолка. Тогда снизим требование по потолку до $H = 3050$ *м*, а для потолка при одном работающем моторе — до $H_1 = 305$ *м*.

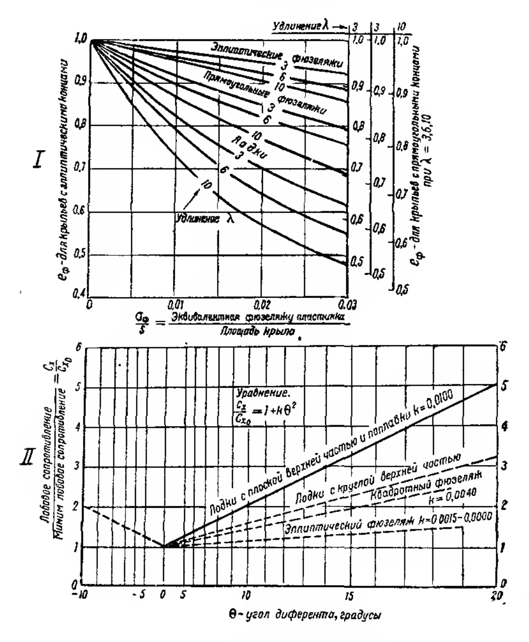
Повторяя вычисления для Λ, получим для него минимальное значение 24, определяемое по H_1 и $L_s L_t$ равным 119, следовательно, $L_s = 9{,}3$ и минимальный размах $l = 10{,}4$ *м*.

Компромиссное значение размаха $l = 11$ *м* обеспечит хорошую скороподъемность и потолок, достаточный для перелета над большинством гор; если же в горах один мотор остановится, то снижение будет медленным.

14. *Предварительный эскизный проект*. Эскиз, сделанный в соответствии с нашими расчетами, в общих чертах показан на фиг. 20. Для практической проектной работы чертеж должен быть по крайней мере в несколько раз больше, с тем чтобы можно было по нему точно определить центровку.

Центроплан самолета (фиг. 20) имеет размах 5,5 *м* и постоянную хорду 1,525 *м* (для удобства расположения моторов и бензиновых баков), что дает площадь 8,5 *м²*; отъемные части крыла трапецевидной формы в плане с отношением корневой хорды

к концевой равным 2:1 (средняя хорда 1,2 *м*) имеют площадь 6,5 *м*². Общая площадь крыла равна 15 *м*². Средняя геометрическая хорда равна $\frac{S}{l} = \frac{15}{11} = 1{,}36$ *м*. Она же приблизительно является и с. а. х. (см. ТА, стр. 228).



Фиг. 19. Коэфициент эффективного удлинения и изменение лобового сопротивления фюзеляжа и лодок.

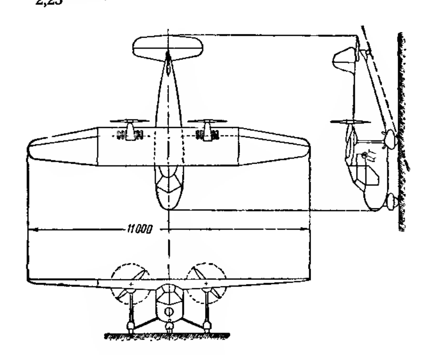
I—коэфициент эффективного удлинения, зависящий от размера и типа фюзеляжа (см. здесь же *II*),
II—изменение лобового сопротивления фюзеляжей и лодок в зависимости от угла диферента.

Ц. т. ориентировочно расположен на 30% этой хорды.

Можно придать крылу некоторую стреловидность, если это необходимо для центровки. Плечо хвостового оперения от ц. т. самолета предварительно берем равным трем средним хордам

(опыт показывает, что небольшие изменения этой величины допустимы, если соответствующим образом будет изменена и площадь хвостового оперения).

Площадь горизонтального оперения ориентировочно принимается равной 0,15 $S_{кр}$, т. е. $0{,}15 \cdot 15 = 2{,}25$ $м^2$; размах хвостового оперения, принятый равным 2,75 $м$, дает достаточное удлинение $\frac{2{,}75^2}{2{,}25} \approx 3{,}40$.



Фиг. 20. Предварительный эскизный проект для примерного расчета.

Вертикальное оперение выбрано равным около 0,75 $м^2$ (т. е. приблизительно 0,055 $S_{кр}$). Это меньше, чем принято раньше (см. стр. 25), но расположение его таково, что оно дает наибольшую эффективность против штопора (см. NACA TN № 570), а в сочетании с трехколесным шасси, создающим устойчивость пути на земле и предъявляющим меньшие требования к хвостовому оперению при рулежке, этот размер будет достаточным.

Трехколесное шасси по всей вероятности вытеснит двухколесное неустойчивое шасси, бывшее долгое время наиболее распространенным (см. гл. VII). Старый тип шасси всегда являлся неудовлетворительным из-за неустойчивости пути (разворота самолета на земле) и из-за плохого обзора во время рулежки.

Заметим, что стойки колес можно располагать прямо под моторами, а при таком размещении можно допустить грубые посадки без значительного увеличения веса конструкции.

Различные изменения в эскизном проекте могут быть рассмотрены в дальнейшем.

15. *Третий подсчет веса и составление таблицы центровки.* При наличии эскизного общего вида самолета, на котором при-

ведены размеры различных его частей, можно произвести более точный подсчет веса и составить таблицу центровки. Вес удобио подсчитывать по способу, указанному на фиг. 8, 12, 22. Детальный подсчет веса приводится в табл. 1.

Таблица 1

Третий подсчет веса

Название агрегата или груза	Вес *кг*
Пустой самолет	525
I. Конструкция	268 5
A. Группа крыла	118
B. Группа хвостового оперения .	15,8
C. Группа фюзеляжа	135,5
1. Фюзеляж	90 3
2. Шасси	45,2
II. Винтомоторная группа . . .	201,0
A. Моторная группа	158 5
1. Моторы (сухой вес)	129 0
2. Моторное оборудование . .	22,5
3. Управление мотором . . .	2,5
4. Капоты	4,5
B. Винты	13,5
C. Масляная система	4,5
D. Бензиновая система	24,5
III. Несъемное оборудование . .	55,5
A. Приборы	7,2
B. Управление самолетом	14,5
C. Бытовое оборудование	17,5
D. Электрооборудование	16,3
IV. Полезная нагрузка	300,0
A. Платная нагрузка и пилот . .	181,0
B. Горючее и масло	89,3
C. Съемное оборудование	29,7
Полетный вес . . .	825,0

Рассмотрим по порядку пункты, перечисленные в табл. 1.

Крыло. Пользуясь фиг. 21, приближенно определяем, что для самолета с полетным весом 800 *кг* 1 $м^2$ свободнонесущего крыла весит 8,76 *кг*. Проверяем по графику на фиг. 22.

Вычисляя $\frac{G}{N} = \frac{825}{80} = 10{,}3$ *кг/л. с.*, находим по графику на фиг. 58 эксплоатационную перегрузку $n = 4$. При обычном коэфициенте безопасности 1,5 расчетная перегрузка будет равна $n' = 1{,}5 \cdot 4 = 6{,}0$.

Определяем:

$$\frac{n'G}{1000\,b_{ср}} = \frac{6 \cdot 825}{1000 \cdot 1{,}36} = 3{,}64$$

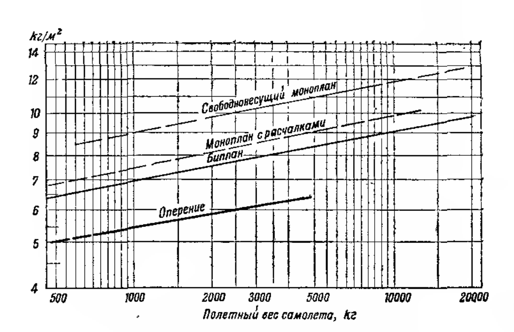
и по фиг. 22 находим вес единицы площади крыла, равный 7,3 *кг/$м^2$*. Это вполне возможная цифра для хорошей конструкции.

Следовательно, вес крыла равен $7{,}3 \cdot 15 \approx 109$ *кг*.

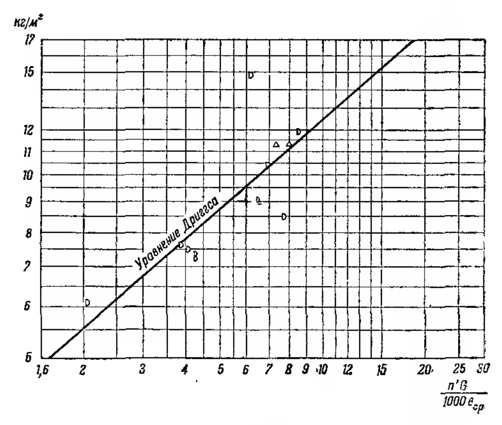
Принимаем площадь закрылков равной 1,9 $м^2$, что примерно равно площади хвостового оперения. Модифицированные закрылки Фаулера имеют вес около 4,8 *кг/$м^2$*. Следовательно, вес закрылков будет около 9 *кг*. Общий вес крыла составляет $109 + 9 = 118$ *кг*.

Хвостовое оперение. По фиг. 21 определяем, что вес хвостового оперения равен 5,3 *кг/$м^2$*. Общий вес горизонтального оперения площадью 2,25 $м^2$ и вертикального — площадью 0,75 $м^2$ будет $3{,}00 \cdot 5{,}3 \approx 15{,}9$ *кг*.

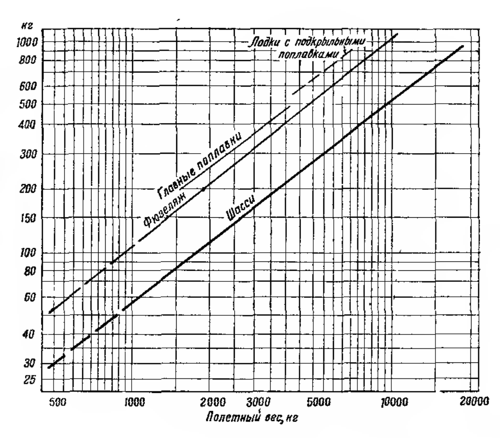
Группа фюзеляжа. По фиг. 23 вес конструкции фюзеляжа равен 90,3 *кг*, а шасси 45,2 *кг*.



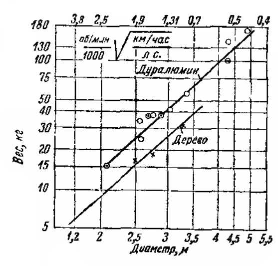
Фиг. 21. Вес крыльев и хвостового оперения в функции полетного веса самолета.



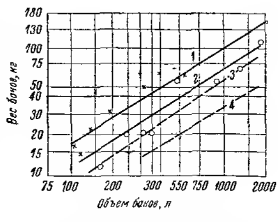
Фиг. 22. Вес 1 $м^2$ площади трапецевидного свободнонесущего крыла.



Фиг. 23. Вес лодки, фюзеляжа, шасси в функции полетного веса.



Фиг. 24. Вес двухлопастного винта со втулкой.

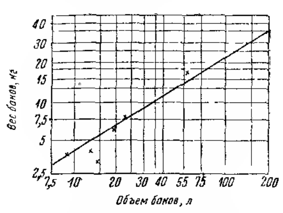


Фиг. 25. Вес бензиновых баков.

1—стальной с трубопроводом; 2—дуралюминовый с трубопроводом; 3—дуралюминовый без трубопровода; 4—сварной без трубопровода.

Моторная группа. В табл. 43 находим, что мотор Континенталь А-40-4 весит 64,5 *кг* (без втулки винта или стартера). Следовательно, два мотора весят $2 \cdot 64{,}5 = 129$ *кг*.

Для моторов требуется следующее оборудование: два стартера, один генератор и два глушителя. Такого стандартного оборудования для маломощных моторов нет, поэтому придется воспользоваться модифицированным автомобильным оборудованием: стартеры и генератор для автомобильных моторов мощностью 90 *л. с.* весят 25 *кг* (см. стр. 296), для меньших моторов это оборудование не будет весить свыше 22,5 *кг*. Глушители не должны весить больше, чем выхлопные патрубки для мотора Форд V-8, т. е. $\approx 4{,}5$ *кг* (см. стр. 296). Вес батарей и освещения будет учтен в весе группы несъемного оборудования. Детали управления мотором и соединения могут весить 2,5 *кг*.

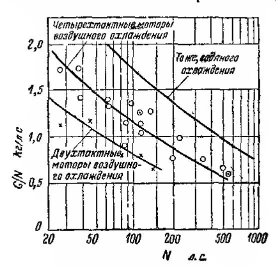


Фиг. 26. Вес масляных баков с проводкой.

По нормам ДТ требуется по крайней мере 1 *л* масла на 16 *л* горючего. На некоторых американских авиалиниях требуют иметь 37,8 *л* масла плюс 1 *л* масла на каждые 22 *л* горючего (большие моторы).

Для любого мотора можно ориентировочно рекомендовать следующую формулу расчета количества масла

$$G_{масла} = 3{,}785\left[1 + \frac{N_e}{100}\right] + \frac{горючее}{20}\left(\frac{V_{крейс}}{V_{max}}\right) л.$$



Фиг. 27. Вес двигателя без втулки, стартера, масла.

Вес капота на этой стадии проектирования нельзя точно подсчитать из-за применения тянущего мотора в качестве толкающего, но, учитывая, что всасывающие патрубки для стандартного мотора Уоси весят 1,7 *кг*, можно принять вес капота равным 4,5 *кг*.

Винты. Экстраполируя по фиг. 24, находим, что дуралюминовый винт диаметром 1,525 *м* весит 6,75 *кг*.

Бензиновая и масляная системы. По фиг. 25 и 26, определяем вес двух пятнадцатигалонных (56,8 *л*) бензиновых баков и двух одногалонных (3,8 *л*) масляных баков. Экстраполируя, находим, что каждый железный бензиновый бак с проводкой весит 12,25 *кг*, а масляный бак с проводкой 2,25 *кг*. Следовательно, все оборудование бензиновой и масляной систем будет весить 29 *кг*.

Приборы можио разместить на приборной доске, копируя размещение нх на новых моделях автомобилей. Вес приборов составляет 7,2 *кг*. Из них (см. табл. 53):

Указатель скоростн	0,36 *кг*
Альтиметр с проводкой	0,45 „
Указатель крена и поворота . . .	0,59 „
Магнитный компас	0,90 „
Бензиномер	0,63 „
Тахометры и приводы к ним . . .	2,60 „
Масляный термометр	0,59 „
Электрические часы	1,08 „

Управление самолетом. Вес управления должен составлять 10% от веса крыла (см. стр. 278—279). В нашем случае это будет 10,9 *кг*. Эту величину необходимо увеличить на $^1/_3$, учитывая вес управления закрылками. Таким образом вес управления будет 14,5 *кг*.

Бытовое оборудоваиие. Вес сидений принимаем равным весу кресла (без подушек, если применяются парашюты), т. е. 3,15 *кг*. Два сидеиия весят 6,3 *кг*. Площадь полов, включая н пол багажиика, принимаем равной 1,67 $м^2$, вес 1 $м^2$ равен 4,86 $кг/м^2$ (шестимиллиметровая фанера плюс вес 1,08 $кг/м^2$ ковра, который можно приравнять к весу тяжелой парусины). Общий вес пола будет 9,9 *кг*. Внутреннюю отделку прииимаем на площади 2,5 $м^2$. Вес едининцы поверхности 0,53 $кг/м^2$ (легкая парусина). Вес отделки 1,3 *кг*. Общий вес бытового оборудоваиия будет 17,5 *кг*.

Электрооборудование. Шестивольтовая батарея и ящик весят 9,5 *кг* (см. табл. 60).

Освещение. Один посадочный огонь, три навигациоиных огия, плафон и освещение приборной доски весят 6,8 *кг*.

В съемное оборудование в нашем случае входят два парашюта по 8,7 *кг* каждый, огнетушитель весом 3,1 *кг* и радиоприемник весом 9,1 *кг*. Всего 29,7 *кг*.

Новый полетный вес 825 *кг* превышает на $1^0/_0$ вес, полученный при первоначальных подсчетах, но такое увеличение веса не оправдывает дальнейшего увеличения размаха, который был принят иа $6^0/_0$ больше миииминальиого.

Летные качества будут подсчитаны для легкого и для тяжелого вариаитов самолета; тяжелый (с максимально допустимой нагрузкой) — для сведения конструктора, а легкий—для рекламы.

Поскольку третий подсчет веса основан на принятом при втором подсчете полетном весе 815 *кг*, то для коиструкций, вес которых завнсит от полетного веса (группы крыла и фюзеляжа), должно быть принято увеличеиие на 1%.

Делаем четвертый подсчет веса и получаем максимальный полетный вес 827,5 *кг*. Одновременно составляем предварительную центровочную таблицу. Плечи для подсчета моментов весов отдельных агрегатов относительно носа самолета (произвольная начальная точка) находим замером по чертежу. Полученные данные сводим в табл. 2.

Таблица 2

Четвертый подсчет веса и определение центровки самолета

Название агрегата или груза	Вес *кг*	Плечо от носа самолета	Момент *кг·м*
I. Конструкция			
A. Крыло	118,4	2,44	289.0
B. Хвостовое оперение	15,8	6,10	96,5
C. Группа фюзеляжа			
1. Фюзеляж	91,2	2,74	250,0
2. Шасси	45,6	2.28	104.0
II. Винтомоторная группа			
A. Моторная группа			
1. Моторы (сухой вес)	129.0	3,05	394,0
2. Оборудование мотора	22,5	2,59	58.3
3. Управление моторами	2,5	1,22	3,05
4. Капоты	4,5	3,05	13.7
B. Винты	13,5	3,5	47,5
C. Масляная система	4,5	2.44	11.00
D. Бензиновая система	24,5	2,28	56,0
III. Несъемное оборудование			
A. Приборы	7,2	1,07	7.7
B. Управление самолетом	14,5	1,83	26,4
C. Бытовое оборудование	17,5	1,68	29.4
D. Электрооборудование	16,3	0.61	9,9
IV. Полезная нагрузка			
A. Пассажир, пилот, багаж	181	1,52	276.0
B. Горючее	82.4	2,28	189
C. Масло	6,9	2,44	16.5
D. Съемное оборудование	29,7	1.22	36,2
Итого . . .	827,5	—	1914,15

При подсчетах можно руководствоваться следующими приближенными правилами. Положение ц. т. фюзеляжа находится примерно на 40% всей его длины. Вес деталей управления мотором сосредоточен, главным образом, в кабине. Детали системы смазки обычно расположены ближе к мотору для удобства заправки маслом. Вес деталей бензиновой системы слагается, главным образом, из веса бензиновых баков, которые должны быть расположены ближе к 30% с. а. х. крыла во избежание смещения ц. т. самолета по мере расхода горючего. Вес приборов и управления самолетом сосредоточен, главным образом, в кабине. Все это в конечном счете перемещает ц. т. самолета к задней части кабины. Бытовое оборудование (меблировка) находится в кабине. Вес электрооборудования слагается, главным образом, из веса батареи, размещение которой произвольно; однако следует пом-

нить, что, помещая батарею далеко от мотора, мы увеличиваем вес проводов стартера. Пассажир и летчик размещаются в кабине. Багаж предпочтительно размещать у ц. т., чтобы сохраиялась постоянная центровка самолета при наличии багажа и при его отсутствии. Можно применить и другое размещеиие багажа в случае, если ои всегда будет замещаться балластом (этого по возможности избегают). Съемное оборудование (парашюты, огнетушитель и т. п.) должно находиться под рукой у летчика.

На основании табл. 2 определяем, что ц. т. находится от носа самолета на расстоянии:

$$\frac{1914.15}{827.5} = 2{,}32 \text{ м}.$$

С. а. х. крыла равна 1,36 *м*, передияя кромка ее находится иа расстоянии около 1,83 *м* от носа самолета (определено по фиг. 20, точный подсчет можно произвести согласно ТА, стр. 228). Таким образом ц. т. самолета лежит на

$$\frac{2{,}32 - 1{,}83}{1{,}36} = 36\% \text{ с. а. х.}$$

Такое расположение ц. т. оказалось иа 6% дальше, чем мы намечали; следовательио, мы должны его сдвинуть вперед примерно до 30% с. а. х., и только тогда проект можно считать удовлетворительным (смещеиие ц. т. допустимо до 27%, так как при отсутствии пассажира ц. т. переместится назад). С ц. т., расположенным далеко позади (задняя центровка), самолет будет неустойчивым.

Небольшое перемещенне мотора вперед окажет наибольшее влияние на положение ц. т. Но этот способ дорог, так как он связан с применеиием удлинеиных валов. Можно сместить концы крыльев назад, в результате чего сдвинется назад и с. а. х., ио влияние такого перемещения не очень велико.

Таблица 3

Сводка лобовых сопротивлений

Агрегат	Сопротивление при скорости 160 *км/час*, *кг*
Крыло средней толщины 14%, площадью 15 $м^2$	19,0
Фюзеляж прямоугольного сечения с гладкой носовой частью, площадь миделя 1,21 $м^2$	20,4
Плоскости хвостового оперения средней толщины 9%, площадью 3 $м^2$	5,9
Закапотированные моторы с выступающей площадью около 0,37 $м^2$	7,2
Стойки шасси	10,5
Колеса с обтекателями	3,6
Всего без учета интерференции	67,00
Интерференция 5%	3,35
Всего	70,35

Перемещая летчика или багаж вперед, что связано с удлиеиием носа самолета, мы получим наиболее экономичное решение вопроса.

16. *Определение летных качеств самолета.* Используя новые величины размеров самолета, вычислим более точно вредное сопротивление. Величины лобовых сопротивлений приведены в табл. 3 и основаны на данных, опубликованных в ТА.

Крыло. Толщина у корня 18%, толщина на конце 9%, средняя эффективная толщина около 14%. По табл. 42[1] находим, что сопротивление такого крыла равно 1,27 *кг/м*²·15 *м*² = 19 *кг* при скорости 160 *км/час.*

Фюзеляж. По табл. 42 находим, что сопротивление удобообтекаемого фюзеляжа прямоугольного сечения с гладкой носовой частью равно 16,9 *кг/м*². При площади миделя фюзеляжа 1,21 *м*² сопротивление будет 1,21 *м*² · 16,9 *кг/м*² = 20,4 *кг* при скорости 160 *км/час.*

Хвостовое оперение. На стр. 256 в п. 3 находим, что сопротивление хвостового оперения равно 1,95 *кг/м*²·3 *м*² ≈ 5,9 *кг* при скорости 160 *км/час.*

Моторы. На основании размеров моторов, приведенных в табл. 43, определяем, что выступающая поверхность цилиндров мотора над крылом равна 0,093 *м*², выступающая поверхность маслоотстойника под крылом также равна 0,093 *м*². Принимаем далее, что эти выступающие части мотора хорошо зализаны и закапотированы так, что имеют лобовое сопротивление, не большее, чем закапотированный звездообразный мотор. Это лобовое сопротивление можно считать равным 19,5 *кг/м*². Следовательно, сопротивление выступающих частей мотора будет: 19,5 *кг/м*² · 0,186 *м*² · 2 = 7,2 *кг* при скорости 160 *км/час.*

Стойки шасси. Вертикальные стойки шасси имеют длину около 1,22 *м* и при расчетной перегрузке равной 8 имеют нагрузку 3390 *кг* каждая[2].

Выбираем стойку обтекаемого сечения размером около 55 *мм*. Стойки военного и морского ведомства США имеют сопротивление 0,355 *кг/м* плюс 1,13 *кг* на зализы. Прибавляем 20% ввиду замены этих стоек обтекаемыми трубами.

Определяем сопротивление для двух стоек с зализами 2(1,2 · 0,355 *кг/м* · 1,22 *м* + 1,13 *кг*) = 3,30 *кг* (круглые трубы с деревянными обтекателями могут оказаться экономичнее).

Два почти горизонтальных стержня шасси принимаем эквивалентными круглым трубам диаметром 25 *мм*; для двух стержней длиной 0,915 *м* с зализами по табл. 42 находим сопротивление, равное 3,26 *кг/м* плюс 0,90 *кг* на каждую пару зализов, после чего вычисляем: 2(3,26 *кг/м* · 0,91 *м* + 0,90 *кг*) = 7,2 *кг*.

Сопротивление стоек шасси будет 3,30 + 7,2 = 10,9 *кг* при скорости 160 *км/час.*

Колеса. По табл. 51 ориентировочно подбираем колеса Гудрич с пневматиками низкого давления для нагрузки вели-

---

[1] В табл. 42 приведены величины c_x; для определения сопротивления в *кг/м*² при скорости 160 *км/час* необходимо величину c_x умножить на коэфициент ≈ 123,4. *Прим. ред.*

[2] Очень большая перегрузка. *Прим. ред.*

чиной 450 *кг*. Для каждого пневматика площадь описанного прямоугольника равна около 0,093 $м^2$. По табл 42 находим, что сопротивленне колеса с обтекателем равно 19,5 $кг/м^2$ Следовательио, сопротнвление колес будет равно $2 \cdot 0{,}093 \cdot 19{,}5 = 3{,}6$ *кг*.

Подытоживая подсчет лобовых сопротивлений н прибавляя 5% на ннтерференцию, получим сумму, равную 70,35 *кг* при скорости 160 *км/час*, велнчина площади эквивалентной пластинки при $c_x = 1$ будет равна

$$\sigma = 0{,}56\ м^2.$$

Это хорошо согласуется с первоначальиым подсчетом $\sigma = 0{,}52\ м^2$.

17. *Проверим летные качества*. По фиг. 13, 15, 17, как и ранее, но уже используя новый вес, размах и площадь эквивалентной пластинки, получим:

$$L_t = \frac{G}{N_{p\,max}} = \frac{827{,}5}{0{,}8 \cdot 80} = 12{,}93\ кг/л.\ с.;$$

$$L_p = \frac{G}{\sigma} = \frac{827{,}5}{0{,}56} = 1477\ кг/м^2;$$

$$\frac{L_p}{L_t} = \frac{1477}{12{,}93} = 114\ ;$$

$$L_s = \frac{G}{el^2} = \frac{827{,}5}{0{,}8 \cdot 11^2} = 8{,}55;$$

$$L_s L_t = 8{,}55 \cdot 12{,}93 = 110{,}5;$$

$$\Lambda = \frac{L_s L_t}{\sqrt[3]{\frac{L_p}{L_t}}} = \frac{110{,}5}{\sqrt[3]{114}} = 23{,}1.$$

Определяем (по фнг. 3) $V_{max} = 172$ *км/час*, а по фиг. 16 — абсолютный потолок при наибольшем к. п. д. винта $H = 3510$ *м*; по фиг. 15 находим $L_t V_y \approx 23{,}5$ на уровне моря; скороподъемиость с полной нагрузкой иа уровне моря будет

$$V_y = \frac{23{,}5}{12{,}93} = 1{,}82\ м/сек\ ^1.$$

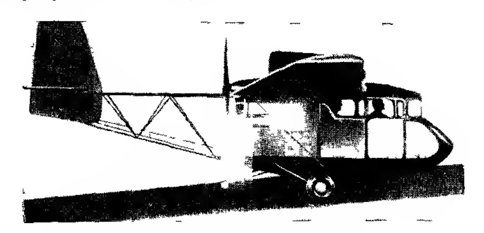
Эти величины приемлемы, хотя н предельны Для облегченного самолета полетным весом 633 *кг* (неполная заправка горючим, отсутствие пассажира нлн багажа, снята часть оборудования)

---

[1] С одним выключенным мотором $L_t = 2 \cdot 12{,}93 = 25{,}86$, σ несколько увеличнтся, пусть на 10%, так что $L_p = 0{,}9 \cdot 1477 = 1330\ кг/м^2$, $\frac{L_p}{L_t} = 51{,}5$, $L_s L_t = 221$ и $\Lambda = \frac{221}{\sqrt[3]{51{,}4}} \approx 60{,}0$ Из фиг 16 определяем потолок при одиом моторе. Он бvдет равен 305 *м*.

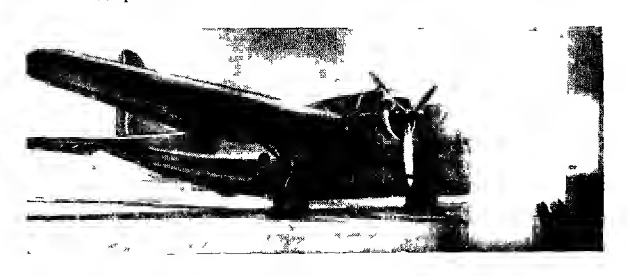
$\lambda = \left(\frac{633}{827,5}\right)^2 \cdot 23,1 \approx 13,3$ и для этого случая $H = 5200$ *м*, а $V_y = 3,2$ *м/сек*. Эти данные типичны для лучших наиболее распространенных самолетов.

Как видно, летные качества, предусмотренные в технических требованиях, получаются для облегченного варианта, в то время как пересмотренные технические требования соответствуют варианту при полной нагрузке.



Фиг 28. Самолет „Скай-Кар".

Теперь обратимся к исследованию преимуществ и недостатков различных *изменений в проекте*. *Проектируемый* самолет можно рассматривать как вариант самолета Кертисс-Райт „Джюниор" или Стоут „Скаи Кар" (фиг. 28), однако, со значительными модификациями

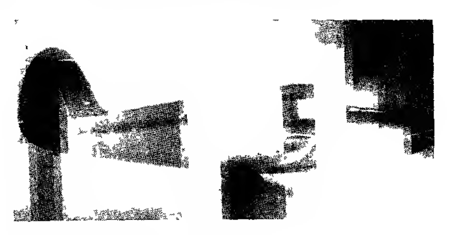


Фиг 29 Самолет Дуглас DC-5

Двенадцатиместный моноплан с *высокорасположенным* крылом Шасси трехколесное Полетный вес 8600 *кг*, размах 23,8 *м*, площадь крыла 72,7 *м*² Моторы Твин Уосп S-1-C-3 мощностью по 1200 *л с* на взлете Максимальная скорость на расчетной высоте 396 *км/час*

Предложенный в примере самолет является приближенной, вдвое уменьшенной моделью хорошо известного DC-5 (фиг. 29),

но с толкающими винтами. Проект четырехместного самолета Миллера также является вариантом самолета, приведенного на фиг. 20, но с моторами Менаско по 125 *л. с.*



Фиг. 30. Проект самолета с низко расположенным крылом.

Это расположение моторов обеспечивает лучшую уборку колес, но лобовое сопротивление от моторов значительно выше, чем у самолетов с моторами, установленными в крыле.

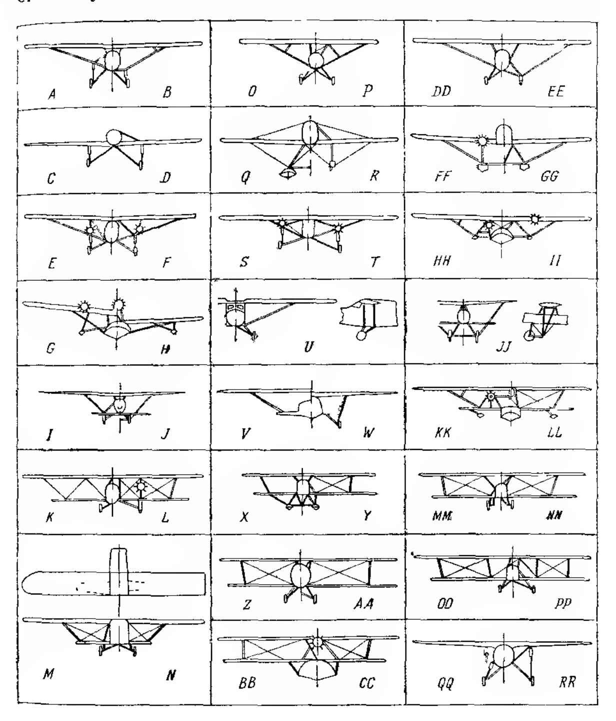
ВОЗМОЖНЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ ПРОЕКТА

Прежде чем перейти к расчетам прочности, целесообразно проанализировать возможные изменения проекта.

1. *Замена свободнонесущего крыла крылом с подкосами и переход от моноплана к биплану.* Моноплан с подкосами может иметь более легкую конструкцию, чем свободнонесущий моноплан, но обычно он имеет большее лобовое сопротивление. Для заданной посадочной скорости при уменьшении веса крыла уменьшается полетный вес и площадь крыла. Для заданной скороподъемности или потолка это уменьшает размах. Но, как правило, минимальное лобовое сопротивление самолета при подкосной схеме больше. Следовательно, максимальная скорость при заданной мощности уменьшается, а для достижения той же максимальной скорости необходимо увеличить мощность. Выгодность подкосов для крыла моноплана можно оценить по заданной мощности мотора, минимальной скорости и теоретическому потолку (или по скороподъемности у уровня моря, если на этом основании определен размах). Затем можно определить увеличение или уменьшение максимальной скорости и решить, что выгоднее: улучшить летные качества, примирившись с некоторым увеличением стоимости изготовления самолета, или уменьшить стоимость изготовления самолета за счет его летных качеств.

Для примера исследуем выгодность подкосов для самолета, показанного на фиг. 20. Если крыло имеет подкосы (фиг. 31), то вес крыла можно снизить приблизительно на 20% (фиг. 22). Для рассматриваемого самолета возможная экономия в весе будет $0{,}2 \cdot 118{,}4 = 23{,}7$ *кг*. Уменьшение полетного веса составит $\frac{23{,}7}{827{,}5} = 2{,}9\%$. Для заданной минимальной скорости площадь крыла

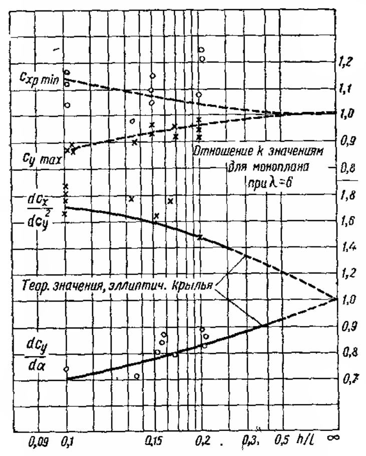
можно уменьшить на 2,9%, а профильное сопротивление примерно на 3%, применив более тонкое крыло. Однако наружные стойкн увеличнвают лобовое сопротнвление. Так, например,



Фиг. 31. Схемы крыльев самолетов с подкосами.

если мы поставим четыре обтекаемые стойки толщиной 50 *мм* и длниой 3 *м*, то при скорости 160 *км/час* лобовое сопротнвлеиие увеличится почти на 8 *кг*, т. е. на 10,5%. Общее увеличение мииимальиого лобового сопротивления достигнет примерно 7,5%. По формуле, выражающей Λ, увеличеиие лобо-

вого сопротивления на 7,5% требует уменьшения $\frac{G}{l}$ на 1,2%, для того чтобы величина Λ не изменилась. Следовательно, можно уменьшить размах при заданном потолке на 2,9 — 1,2 = = 1,7% или при том же размахе уменьшить величину Λ на 3%; в последнем случае потолок увеличится. Таким образом введение подкосов для заданного самолета уменьшает максимальную скорость на 3,2 — 4,8 *км/час* и позволяет сократить размах примерно на 0,15 *м* при той же минимальной скорости и теоретическом потолке. Целесообразность этого изменения конструкции зависит от сравнительной стоимости свободнонесущего крыла и крыла с подкосами, а также от того, насколько выгодно конструктору увеличение максимальной (и крейсерской) скорости, сокращение размаха или увеличение потолка. С точки зрения технических требований это изменение желательно только в том случае, если оно влечет за собой значительное уменьшение стоимости крыла.



Фиг. 32. Сравнение характеристики бипланов с характеристиками монопланов. h—высота коробки; l—размах.

Целесообразность перехода от моноплана к биплану необходимо проанализировать тем же путем. Для заданного самолета (фиг. 20) бипланной конструкции крыло облегчается примерно на 31,6 *кг*, что составляет 3,9% полетного веса. Однако $c_{y\,max}$ биплана меньше, чем моноплана (фиг. 32), примерно на 10%. Поэтому в случае биплана площадь крыла нужно увеличить примерно на 6%, чтобы сохранить исходную минимальную скорость. Минимальное лобовое сопротивление крыла при этом увеличивается на 20%, а общее увеличение минимального лобового сопротивления составляет около 15%. Можно уменьшить размах приблизительно на 14%, или на 1,7 *м*, но при этом максимальная скорость снизится на 8 — 9,6 *км/час* для заданной минимальной скорости и потолка. Бипланы имеют преимущества

только при очень тесных ангарах (или на авиаматках), однако и для монопланов той же полезной иагрузки в этом случае можно найтн способ уплотненного размещения.

2. *Замена обычного крыла механизированным (с предкрылками или закрылками)*. Определнв размах крыла самолета в соответствии с заданным потолком илн скороподъемностью, следует рассмотреть влиянне закрылков.



Фиг. 33. Закрылок с осью вращения у передней кромки.

Для простейшн закрылков (фиг. 33) нужно прннимать тот же вес 1 $м^2$, что и для хвостового оперения (фиг. 21).

При закрылках, имеющих хорду в 30% хорды крыла н расположенных по всей длине задией кромкн, $c_{y\max}$ увеличнвается прнмерно на 50%. Такнм образом налнчие подобных закрылков позволяет сократнть хорду крыла до $^2/_3$ прн заданиой посадочной скоростн.

Вес 1 $м^2$ обычного крыла снижается прн этом примерно на 20% (фнг. 22). Закрылкн же увелнчивают вес 1 $м^2$ крыла прнмерно на 1,7 *кг*. В итоге общнй вес крыла остается без изменення.

Разница в лобовом сопротивленнн обычного крыла и крыла с закрылкамн также незначнтельна, так как уменьшенне поверхностного трення, получаемое от сокращения площади крыла с закрылкамн, в значительной степени погашается неровностями поверхностн, связанными с установкой закрылков. Еднственное преимущество закрылка в том, что он может давать большое лобовое сопротивление на мнннмальной скоростн и, следовательно, допускать более крутой угол планирования[1] и взлета. Для этой целн онн прнменяются на строящихся сейчас самолетах. Многие летчики нх, однако, не любят за то, что потеря управляемости в этом случае наступает внезапней.

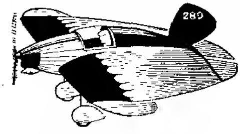
Это справедливо н для предкрылков. Однако при их налнчии максимальная подъемная сила достигается только на очень больших углах атакн, и для того чтобы можно было достичь $c_{y\max}$ в положенни самолета на трех точках, высоту шасси следует снльно увелнчнть.

Для нашего самолета (фнг. 20) следует прнменить закрылкн, чтобы выполнить условие, касающееся угла планнрования. Однако нет нужды прнменять предкрылкн за исключеннем, может быть, случая расположения нх перед элеронами, что делается для улучшення поперечной управляемостн на скоростях, блнзкнх к мннимальной.

Другой варнант самолета с крылом обычного типа нмеет тот же размах, прнчем хорда крыла прн этом увеличена обратио пропорцнонально $c_{y\max}$ с $b_1 = 1{,}35$ *м* до $b_2 = b_1\frac{c_{y\max_2}}{c_{y\max_1}} = 1{,}35\,\frac{2{,}4}{1{,}4} = 2{,}3$ *м*, что дает удлнненне $\frac{11{,}0}{2{,}3} \approx 4{,}75$.

[1] Это замечание справедлнво лишь для неудачных конструкций закрылков. Прн удачных конструкциях можно также увеличнть днапазон скоростей самолета, увелнчивая максимальную скорость. *Прим. ред.*

Если бы посадочная скорость равнялась 56,3 *км/час*, то средняя хорда крыла увеличилась бы с 2,3 *м* до $\left(\frac{76}{56,3}\right)^2 \cdot 2,3 =$ $= 3,85$ *м*, что дает удлинение около 2,8, и по внешнему виду самолет становится похожим на самолет Агир (фиг. 34). Подобные самолеты имеют такие же характеристики в отношении крутизны углов планирования, как и самолеты с закрылками. Если не принимать во внимание требования хорошего обзора летчику, то выбор между этими двумя самолетами будет зависеть, главным образом, от относительного веса их крыльев.



Фиг. 34. Моноплан Агир.

3. *Замена толкающего винта тянущим.* При обычных соотношениях между диаметром винта и миделем фюзеляжа к. п. д. тянущего винта на 2—4% больше, чем толкающего. Но некоторые испытания с винтами, у которых линия тяги совпадает с хордой крыла, показывают, что толкающие винты более эффективны. Толкающий винт обеспечивает также большее удобство и лучший обзор для летчика и пассажиров. У самолета, показанного на фиг. 20, тянущий винт придется поставить очень близко к двери кабины. Это опасно для экипажа и противоречит техническим условиям. Поэтому для нашего самолета замену на тянущий винт рассматривать не будем.

4. *Замена деревянного винта металлическим.* Обычно металлический винт весит в 1,6 раза больше, имеет к. п. д. на 5% больше и стоит в 5 раз дороже, чем деревянный. Для заданной минимальной скорости замена деревянного винта металлическим связана с небольшим увеличением площади крыла и профильного сопротивления (обычно около 1%). Однако при этом мощность на винте увеличивается примерно на 4%, максимальная скорость на 1,3%, и крейсерская скорость на 1,2%.

5. *Замена свободнонесущего шасси на шасси с подкосами или на убирающееся шасси.* При конструировании шасси необходимо учитывать следующие факторы: 1) экономию в весе при заданной прочности; 2) уменьшение площади крыла, допустимое для заданной посадочной скорости; 3) возможное уменьшение лобового сопротивления шасси. Для грубых расчетов можно пользоваться правилом: увеличение лобового сопротивления на 1 *кг* на крейсерской скорости оправдывается экономией в 12 *кг* веса, потому что на этой скорости в большинстве случаев для крыла $\frac{c_y}{c_x} \approx 12$[1]. Для большинства самолетов желательна установка хорошо обтекаемого дешевого шасси[2].

[1] Величину $\frac{c_y}{c_x}$ в данном случае нужно брать не для крыла, а для всего самолета. *Прим. ред.*

[2] Речь идет, конечно, о самолетах с относительно небольшой максимальной скоростью.

При убирающемся шасси, как правило, летные качества улучшаются, но это связано с увеличением затрат в производстве и при эксплоатации. Для самолета, показанного на фиг. 20, с большой шириной колеи увеличение веса при выполнении бесподкосной схемы шасси будет весьма большим и при высоких коэфициентах перегрузки, вероятно, не оправдается.

ПРИМЕРНЫЙ ПРОЕКТ ЛЕТАЮЩЕЙ ЛОДКИ

Предыдущий проект сухопутного самолета был выполнен обычным методом, но привел в результате к необычной конструкции. Нижеследующий пример приводится для того, чтобы показать постепенное развитие большинства обычных конструкций и дать специальный пример расчета гидросамолетов и летающих лодок.

Рассматриваемая лодка подобна целому ряду других лодок, строящихся для трансатлантических линий, но несколько больше их.

Основная цель приводимых ниже технических требований сводится к построению большой лодки, на которой можно было бы расположить восемь самых мощных моторов выпуска 1940 г. Такой процесс постройки самолетов с подгонкой под будущие моторы необходим, чтобы развитие конструкции самолетов не отстало от развития моторов. Обычно интервал между временем предварительных проектов больших самолетов и установкой моторов бывает не менее двух лет.

Такая лодка должна иметь: четыре тянущих звездообразных мотора воздушного охлаждения, расположенных на передней кромке крыла, позади них четыре толкающих мотора жидкостного охлаждения.

Максимальная взлетная мощность современных звездообразных моторов воздушного охлаждения, данные которых были официально опубликованы, составляет 1400 *л. с.* (Твин „Хорнет"), октановое число 95, номинальная мощность 1400 *л. с.* при 2350 об/мин.[1]. Самым мощным мотором жидкостного охлаждения является мотор Аллисон 1000 *л. с.* Оба эти мотора были описаны в журнале „Aviation" в июне 1939 г. Нормальное развитие таких моторов подает надежду, что в 1940 г. будут выпущены в эксплоатацию моторы мощностью 2000 *л. с.* воздушного охлаждения и моторы мощностью 1500 *л. с.* жидкостного охлаждения. Наша лодка будет проектироваться под эти предполагаемые моторы.

Опыт эксплоатации летающих лодок большого радиуса действия показал, что основными факторами, определяющими конструкцию, являются не условия полета, а условия взлета и посадки (главным образом взлета).

Основной фактор взлета, определяющий конструкцию (в некоторых других источниках это недостаточно ясно сформулировано), при хорошем корпусе лодки удобообтекаемой формы,

[1] Относится к середине 1939 г. *Прим. ред.*

с винтами постоянных оборотов[1] — это нагрузка на лошадиную силу (примерно 7,25 *кг/л. с.*).

Это может быть выражено измененной формулой Диля для максимальной нагрузки при взлете („Engineering Aerodynamics", стр. 87), т. е.

$$\frac{2{,}2G}{N_e} + \frac{140}{t} = K, \qquad (1)$$

где t — время взлета в секундах;

K — строго говоря, зависит от конструкции (корпуса лодки, крыла, винтов) и взлетной скорости;

практически эта величина постоянна для современных самолетов и колеблется между 17 и 19.

Для времени взлета 70 сек. (которое обычно рассматривается как желаемое) уравнение (1) дает

$$\frac{G}{N_{e\,взл}} = 7{,}25,$$

где $N_{e\,взл}$ — взлетная мощность мотора, обычно на 20% бо́льшая номинальной мощности.

Величина K, по всей вероятности, относится только к теоретической минимальной скорости самолета 120—136 *км/час* (с полной нагрузкой и выключенными моторами); для более высокой минимальной скорости K представляют как функцию V_{min}, т. е.

$$K = \frac{10\,000}{V_{min} + 432}, \text{ где } V_{min} \text{ в } км/час.$$

О допускаемых посадочных скоростях можно сказать, что они не превышают установленного нормами максимума; посадочная скорость может быть рассчитана только с частичной нагрузкой горючего (к концу полета или при сливе горючего), однако некоторые конструкторы считают возможным, что очень большая посадочная скорость допустима для гигантских летающих лодок. Клейнхенс, конструктор лодки DF, пишет (JAS, июль 1936), что для геометрически подобной серии летающих лодок можно предположить

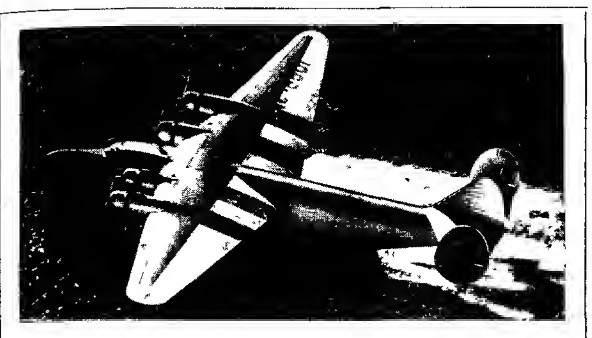
$$V_{min} = K\sqrt{L},$$

где L — некоторый линейный размер лодки, и доказывает, что при таком предположении летающие лодки-гиганты (по понятиям 1939 г.) возможны и экономичны.

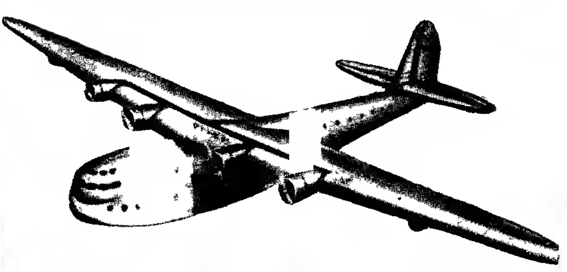
Таким образом предложенные здесь технические требования для летающей лодки будут в первую очередь обусловливать взлетную мощность (14 000 *л. с.*), а затем полетный вес, исходя из мощности моторов. Эта лодка должна иметь полетный вес порядка 7,25 · 14 000 = 101 500 *кг* (примерно удвоенный полетный вес некоторых современных летающих лодок).

Если минимальная скорость 128 *км/час* при максимальном коэфициенте подъемной силы (когда рули управления становятся неэффективными) удовлетворяет современным размерам

[1] Винтами, сохраняющими постоянное число оборотов при различных режимах полета. *Прим. ред.*



Фиг. 35 74-местная летающая лодка Боинг 314
Полетный вес 37 500 *кг*, мощность моторов 6000 *л с*



Фиг. 36 Проект летающей лодки фирмы Консолидейтед.
Полетный вес 50 000 кг, максимальная скорость 365 *км/час.*



Фиг 37. Лодка Консолидейтед 31 с убирающимися поплавками и береговым шасси.

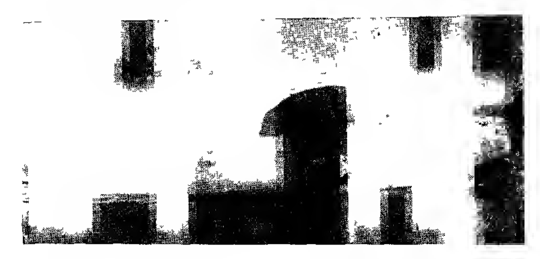
лодок, а допустимая посадочная скорость для нашей лодки будет примерно 128 $\sqrt[6]{2} = 144$ *км/час*, то допустимая нагрузка на 1 *л. с.* при взлете будет

$$\frac{2{,}2G}{N_e} = \frac{10\,000}{144 + 432} - 2 = 15{,}4; \quad \frac{G}{N_e} = 7{,}05.$$



Фиг. 38. Летающая лодка Консолидейтед.

Следовательно, лодка должна быть рассчитана на полетный вес $G = 7{,}05 \cdot 14\,000 = 99\,790$ *кг*.



Фиг. 39. Летающая лодка Мартин XPBM-1.

Действительная спецификация для такой лодки должна быть, конечно, более подробно разработана, чем приведенная ниже, и должна включать также спецификацию оборудования, а также подробные характеристики самолета (спецификация самолета Дуглас ДС-4 изложена на 200 или более страницах).

Большие летающие лодки постройки последнего времени показаны на фиг. 35—39.

Спецификация для трансатлантической летающей лодки

1. *Характеристики моторных установок:*

а) тянущие моторы, звездообразные, воздушного охлаждения с редуктором 4
взлетная мощность при 2600 об/мин. на уровне моря . . . . . 2000 *л. с.*
номинальная мощность на высоте 2440 *м* при 2400 об/мин. . . 1600 »
крейсерская мощность на высоте 2440 *м* . . . . 1200 »

б) толкающие моторы V-16 жидкостного охлаждения с редуктором 4
взлетная мощность при 2600 об/мин. на уровне моря . . . . . 1500 *л. с.*
номинальная мощность на высоте 2440 *м* при 2400 об/мин. . . 1200 »
крейсерская мощность на высоте 2440 *м* . . . . 900 »

в) общая взлетная мощность . . . . 14 000 »

2 *Полетный вес* . . . . 99 790 *кг*

3. *Полезная нагрузка:*

а) горючее и масло на 4800 *км* при скорости 256 *км/час* . . . . На 20 час полета

б) пассажиры (столько, сколько их может удобно расположиться при спальном варианте)

в) багаж из расчета на одного пассажира . . . . 45,3 *кг*

г) съемное оборудование в соответствии с данными, приведенными на стр. 297

д) несъемное оборудование, по удобствам соответствующее оборудованию пульмановских вагонов

е) почта

4. *Летные характеристики:*

а) минимальная скорость с полной нагрузкой при выключенных моторах . . . . 144 *км/час*

б) крейсерская скорость при мощности 8400 *л. с.* на высоте 2440 *м* 256 »

в) скорость подъема в первую минуту . . . . 91,5 *м/мин*

г) абсолютный потолок с тремя включенными моторами . . . . . 305 *м*

д) дальность полета на крейсерской скорости при отсутствии ветра . . . . 4800 *км*

е) практический потолок (при нормальном полете на высоте 2440 *м*) . . . . 3050 *м*

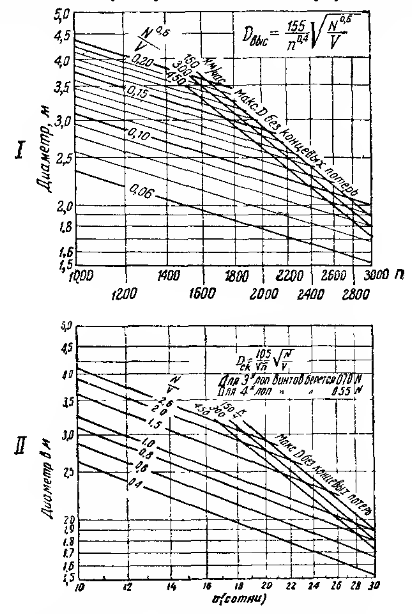
Процесс предварительного проектирования лодки можно проследить по указаниям, приведенным на стр. 20—26, исключая пп. 1—7, потому что мощность мотора и полетный вес уже определены. Таким образом можно приступить сразу к „вторичным расчетам". Соответственно пронумеровывая и обозначая пункты, получим следующие расчеты для этого примера.

8. *Вторичное определение площади крыла и лобового сопротивления.* Закрылки, по всей вероятности, не будут широко применяться на предполагаемых лодках, потому что они только уменьшают к. п. д. толкающих винтов на взлете (в ТА рассмотрено влияние закрылков на взлет). Следовательно, принимаем $c_{y\,max} = 1{,}5$ при нормальном крыле большого размаха. Определяем площадь крыла по формуле

$$S = \frac{G}{\frac{1}{16}\,c_{y\,max}\,V^2_{min}} = \frac{99\,790}{\frac{1}{16}\,1{,}5\left(\frac{144}{3{,}6}\right)^2} \approx 660\ м^2.$$

Вредное сопротивление нельзя подсчитать по фиг. 2, как это делалось в предыдущих примерах, так как эта лодка выходит

за пределы данных графика. Для подсчета нужно пользоваться табл. 42 и условно принять, что лодка представляет собой хорошо зализанный сухопутный самолет с убранным шасси.



Фиг. 40. График для определения диаметра винтов[1].

I—высотного металлического винта; *II*—скоростного металлического винта.

Недавние испытания показали, что $\frac{\sigma}{S}$ для больших хорошо обтекаемых лодок может быть 0,020 и даже меньше. Отсюда получаем:

$$\sigma = 0{,}02 \cdot 660 = 13{,}2 \ м^2.$$

9. *Определение удельной нагрузки на эквивалентную пластинку:*

$$L_p = \frac{G}{\sigma} = \frac{99\,790}{13.2} = 7580 \ кг/м^2.$$

[1] На фиг. 5, 16, 40 винты „с наилучшими летными качествами" названы „скоростными," а винты с максимальным к. п. д. — „высотными". *Прим. ред.*

10. *Подбор винтов и подсчет к. п. д.* Винты для лодок дальнего радиуса при применении уравнения (1) выбираются из условий взлета. Ориентировочно максимальный к. п. д. винта можно выбрать по фиг. 40. Для $N_e = 1600$ *л. с.* он равен 0,7 (трехлопастные винты) и $V_{max} = 320$ *км/час* (расчетная скорость). Определяем

$$\frac{N_e^{0,6}}{V} = \frac{68}{320} = 0{,}212.$$

На графике (фиг. 40), экстраполируя, находим максимальное число оборотов, равное 1500 об/мин., избегая „концевых потерь" (степень редукции около 2 : 1) и $D_{min} = 3{,}81$ *м*. При вторичном расчете степень редукции принимаем 2: 1, тогда получим

$$\frac{n}{1000}\sqrt{N_e} = 1{,}2\sqrt{1120} = 40.$$

На фиг. 13 для скорости 256 *км/час* читаем $c_{s_0} = 1{,}8$ (на уровне моря). На фиг. 14 $\eta_{max} = 0{,}85$ (0,83 для трехлопастных винтов) и $\lambda = \frac{V}{nD} = 1{,}05$ ($\beta = 27°$ при $0{,}75R$) для максимального к. п. д. Вычисляем

$$D = \frac{\frac{V}{n}}{\frac{V}{nD}} = \frac{320 \cdot 3.6}{1200 \cdot 1{,}05} = 4{,}28 \text{ м}.$$

Принимая угол установки лопасти равным 22°, получаем $\frac{V}{nD} = 0{,}9$. Тогда к. п. д. будет свыше 0,8 и $D = 4{,}98$ *м*.

Принимаем $D = 5 - 5{,}2$ *м*, что будет способствовать хорошему взлету и не слишком ухудшит к. п. д. винта на крейсерской скорости. При предварительных расчетах в случае необходимости по условиям взлета диаметр винтов можно брать около 5,5 *м*.

К. п. д. винтов на задних моторах рассчитывается таким же способом по соответствующим графикам NACA, средний к. п. д. должен быть не ниже 0,8.

11. *Определение* $N_{p\,max}$ и L_t

$$N_{p\,max} = 11\,200 \cdot 0{,}8 = 8960 \text{ л. с.};$$

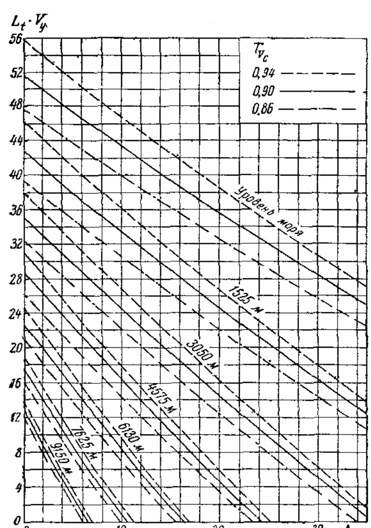
$$L_t = \frac{99\,790}{8960} = 11{,}15.$$

12. *Определение параметра минимального потолка и скороподъемности:*

а) Для $V_y = 1{,}5$ *м/сек* $L_t V_y = 1{,}5 \cdot 11{,}15 = 17{,}0$.

Графики, приведенные на фиг. 15, можно использовать только для винтов фиксированного шага. Для винтов постоянных оборотов используют график, приведенный на фиг. 41.

Использование этого графика требует расчета коэфициента T_{vc}, равного отношению $N_р$ при скорости подъема к $N_р$ при максимальной скорости.



Фиг. 41. График скороподъемности с винтом постоянных оборотов

L_t V_y —как функция Λ на различных высотах, V_y —максимальная скороподъемность в *м/сек* (NACA TN № 579)

Этот график построен в предположении, что скорость подъема $V_{под}$ равна 60% максимальной скорости горизонтального полета V_{max}. По фиг. 42 (где приводятся характеристики винта наилучших летных качеств) для $c_{s_0} = 1{,}8$ и для $R_v = 0{,}6$ находим $\eta = 0{,}745$ и при $R_v = 1$ $\eta_0 = 0{,}855$. Отсюда $T_{vc} = \frac{0{,}745}{0{,}855} = 0{,}87$.

Фиг. 42 относится только к винтам с наилучшими летными качествами (best performance propeller), тогда как винт, который мы выбрали ($D = 5{,}03$ *м*), имеет почти „максимальный к. п. д.“ [1].

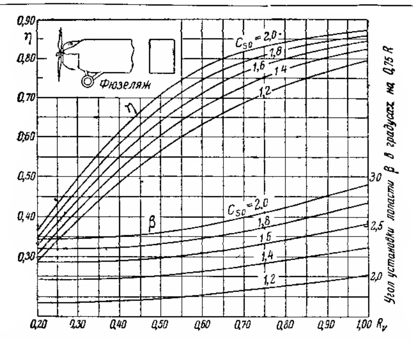
В Технических заметках NACA № 579 имеется график для винтов с (peak efficiency) „максимальным к. п. д.“, который для этого случая дает $T_{vc} = 0{,}89$.

Для нашего примера достаточно использовать график для $T_{vc} = 0{,}90$. Следовательно, экстраполируя по фиг. 41 (взято с фиг. 15), при $L_t V_y = 17$ находим $\Lambda = 48$.

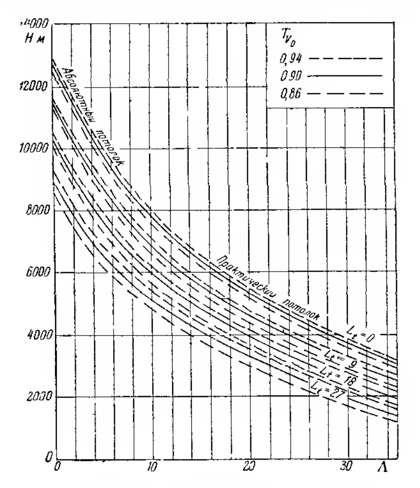
б) Для потолка 305 *м* на фиг. 43, экстраполируя (взято с фиг. 16), читаем: $\Lambda_2' = 66$ при работе пяти моторов из восьми $[(4 \cdot 1200) + 1600 = 6400$ *л. с.*$]$. Принимая, что работают все моторы, и пренебрегая сопротивлением неработающих винтов, получаем:

$$\Lambda_2 = \frac{\Lambda_2'}{\left(\frac{11\,200}{6400}\right)^{\frac{4}{3}}} = 30$$

[1] См. пример на стр. 244. и примечание на стр. 56. *Прим. ред.*



Фиг. 42. Характеристики двухлопастного „скоростного“ винта (наилучших летных качеств) постоянных оборотов (constant speed).



Фиг. 43 График потолка с винтом постоянных оборотов.

Абсолютный и практический потолок в функции Λ (NACA TN № 579)

Лобовое сопротивление неработающих винтов может быть подсчнтано с достаточной точностью при допущении, что лопасти вннтов являются плоскимн пластинкамн (предполагается, что должны быть специальные тормоза, удержнвающие виниты неподвижнымн; винты, вращающиеся от набегающего потока, будут иметь значительно большее сопротивление, винты же Кёртисс с электроуправлением поворота лопастей имеют значнтельно меньшее сопротивление).

Площадь эквивалентиой пластннки для трех неработающих лопастей винтов днаметром 5,2 *м* (прннимая приближенно, что лопасти параболической формы и с относительной шириной 0,05), будет равна: $3 \cdot 2{,}6\left(0{,}05 \cdot 4{,}9 \cdot 3\frac{2}{3}\right) = 3{,}76$ *м*².

Это дает увелнчение σ иа $\frac{3{,}76}{13{,}2} \cdot 100 = 29\%$, а так как

$$\Lambda = \frac{L_s L_t^{\frac{4}{3}}}{L_p^{\frac{1}{3}}},$$

то необходимо для расчета нметь такое L_s, чтобы Λ было вычнслено для площади первоначальной плоской пластннки, но уменьшенной на коэфициент, равный $\sqrt[3]{1{,}29} = 1{,}09$.

Следовательно, прн уточненной площади плоской пластинки величина Λ, необходимая для потолка с тремя неработающими моторамн, будет равна:

$$\Lambda_{2a} = \frac{30}{1{,}09} = 27{,}6.$$

в) Для практического потолка, равного 3050 *м* прн $L_t = 11{,}15$ (п. 11), интерполнруя, находим по фиг. 43 $\Lambda_3 = 28$.

Макснмально допустимая величина Λ для выполнения техинческнх требований равна примерно 27. Размах, определенный таким образом, не может быть наилучшим для лодкн дальнего радиуса действня, у которой вес горючего составляет бо́льшую часть полетного веса самолета. Лучше при определеннн размаха нсходить нз того, что сумма веса крыла и веса горючего должна быть миннмальная. Этот вопрос будет исследован далее.

13. *Определение необходимого размаха крыла.* При $\frac{L_p}{L_t} = \frac{7580}{11{,}15} = 680$ находим по фиг. 17 для $\Lambda = 27$, что $L_s L_t = 232$, следовательно, L_s будет равно $\frac{232}{11{,}15} = 20{,}9$.

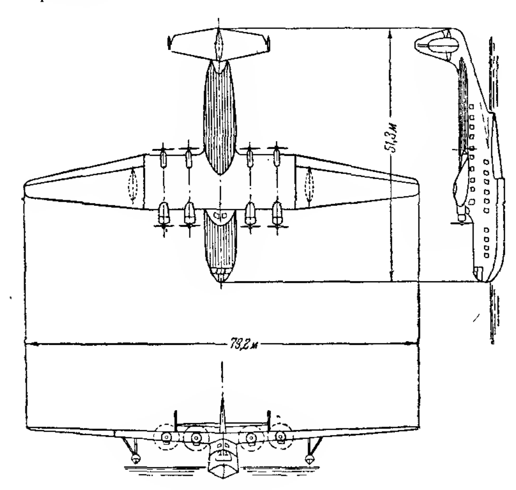
Определяем l из формулы $L_s = \frac{G}{el^2}$.

По фиг. 18 для крыла моиоплана трапецевидной формы определяем $e_{кр} = 0{,}9$. По фиг. 19 находим $\frac{с_ф}{S} = \frac{52{,}8}{660} = 0{,}008$. Пользуясь кривой для очень хорошо закругленных фюзеляжей,

получаем $e_ф = 0{,}85$; следовательно, $e = 0{,}9 \cdot 0{,}85 \approx 0{,}76$ (что подтверждается испытаниями в аэродинамической трубе). Таким образом размах будет равен:

$$l = \sqrt{\frac{99\,790}{0{,}76 \cdot 20{,}9}} = 79{,}2 \text{ м}.$$

Такой размах крыльев мог бы быть удовлетворительным, если бы он давал наиболее выгодную комбинацию веса крыла с весом горючего, размещенного в нем. При проектировании этот вопрос обычно исследуют методом последовательного приближения, подсчитывая суммарный вес крыла и горючего при различных размахах.



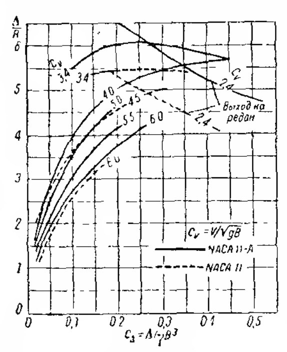
Фиг. 44. Предварительная схема летающей лодки.

Эксплоатирующие организации могут наилучшим образом определить размах, соответствующий минимальной стоимости для пассажиро-километра, по методу, предложенному в гл. V. Большой размах дает экономию в горючем, но первоначальная стоимость самолета, а возможно и его содержание в ангаре или доке, будет значительно выше.

Так как расчетный минимальный размах, равный 79,2 *м*, дает приемлемое удлинение $\lambda = \frac{79{,}2^2}{660} = 9{,}5$, то самолет ориентировочно

вычерчиваем с данным размахом. Однако весьма возможно, что при размахе 91,5 *м* самолет будет более экономичным. Этот вариант должен быть тщательно исследован.

14. *Предварительный эскизный проект.* Выберем крыло с прямоугольным центропланом (фиг. 44), размахом 30,5 *м* и с хордой 10,67 *м* ($S_1 = 326$ *м*²); отъемные части крыла имеют трапецевидную форму и суживаются до 3,05 *м* у конца ($S_2 = 334$ *м*²). Общая площадь крыла 660 *м*².



Фиг. 45. $\frac{\Delta}{R}$ в функции C_Δ для углов диферента, соответствующих максимальным значениям $\frac{\Delta}{R}$.

Модели лодок NACA 11-A (NACA TN № 470).

Такое крыло выбираем из условий удобства установки моторов; принятое сужение дает почти эллиптическую форму крыла, улучшающую летные качества. Толщину дужки у корня 20% (в нашем случае 2,13 *м*) считают приемлемой (что подтверждено испытаниями); у концов крыла ее можно уменьшить до 10% или 12%.

Наивыгоднейшую толщину с точки зрения экономичности конструкции можно определить позже.

Длину хвоста (расстояние от ц. т. до оси шарниров руля высоты) принимаем равной четырем средним хордам, т. е. 4·8,35 = = 33,3 *м*. Это удлиняет корпус лодки и увеличивает ее вместимость.

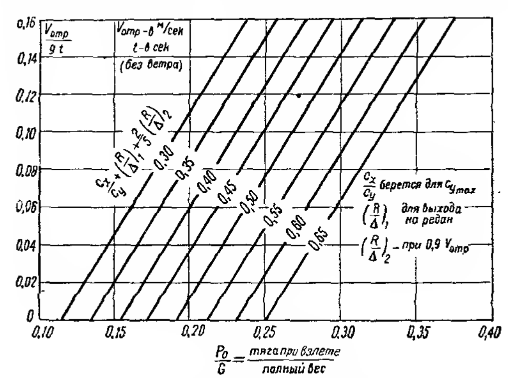
Среднее поперечное V берем равным приблизительно 4°. В дальнейшем эту величину можно уточнить в соответствии с площадью вертикального оперения.

Корпус лодки берем по модели NACA 11-A (см. ТА, стр. 170), которая признана одной из лучших. Высоту от оси винтов до воды определяем расстоянием концов винтов от воды, необходимым для того, чтобы избежать повреждений от волн и водяных брызг. Это расстояние можно установить только испытанием таких лодок. Обычно оно задается в Технических требованиях равным 40% от диаметра винта. Минимальное расстояние, равное 1,8—2,1 *м*, можно считать наиболее подходящим. В нашем случае, однако, это расстояние принято равным 3,05 *м*, с тем чтобы сделать корпус достаточно высоким для двухэтажного пассажирского помещения.

Глубина погружения при полной нагрузке должна соответствовать весу вытесненной морской воды (99 790 *кг*). Эта глубина, равная около 1,5 *м*, должна быть уточнена при построении кривых водоизмещения лодки. Ширину лодки определяем из условий взлета.

Ширина корпуса B должна обеспечить нагрузку на единицу ширины корпуса в пределах, приведенных на фиг. 45.

Необходимо, чтобы при величине $C_\Delta = \frac{\Delta}{\gamma B^3} \approx 0{,}5$ получилось соответствующее значение $\frac{\Delta}{R}$ на „горбе" кривой $\left(\frac{R}{\Delta}\right.$ — эффективный коэфициент трения на воде; „горб" кривой — самая высшая точка на графике R в функции V на взлете$\left.\right)$. Обычно „горб" соответствует от 30 до 40% взлетной скорости, когда



Фиг. 46. График для оценки продолжительности разбега поплавковых гидросамолетов и летающих лодок.

подъемная сила крыльев равна $0{,}3^2$ или $0{,}4^2$ веса. Положим в этом случае $\Delta \approx (1 - 0{,}3^2)\,G \approx 0{,}9\,G = 90\,790$ *кг*. Подставляя $\Delta = 90\,790$ *кг* и удельный вес морской воды $\gamma = 1024$ *кг/м*³, находим ширину лодки:

$$B = \sqrt[3]{\frac{90\,790}{1024 \cdot 0{,}5}} = 5{,}65 \text{ м}.$$

В нашем проекте ширину корпуса принимаем равной 6,1 *м* (спальный вариант — две кровати по 2,3 *м* плюс кресло). Для проверки возможности взлета производим расчеты, приведенные в ТА (стр. 178). Однако при выбранной в нашем случае нагрузке на 1 *л. с.* и ширине корпуса в возможности взлета нет никаких сомнений.

Принимаем площадь горизонтального оперения равной 93 *м*² (0,14 S) и вертикального оперения 46,5 *м*². Берем оперение с тремя вертикальными плоскостями (фиг. 47), так как при испытаниях в аэродинамической трубе выяснилось, что оперение с одной

Таблица 4

Вес и центровка летающей лодки

(фиг. 44)

Название агрегата или груза	Вес *кг*	Плечо от носа лодки *м*	Момент 1000 *кг·м*
I. Конструкция			
A. Крыло	17 690	18,3	323,5
B. Хвостовое оперение	1 270	48,8	62,2
C. Лодка и поплавки	14 061	21,4	300,0
II. Винтомоторная группа			
A. Передние моторы, сухой вес	4 355	12,2	53 3
Их оборудование	318	13,7	4,4
Задние моторы, радиаторы и пр.	4 355	21,4	92,6
Их оборудование	318	19,8	6,2
Управление мотором	90 5	6,1	0,5
B. Винты передние	1 133	11,6	13,3
Винты задние	1 133	26,8	30,4
C. Стартеры	181,5	19,8	3,6
D. Масляная система	408,0	16,8	6,9
E. Бензиновая система	2 540	18,3	47,0
III. Оборудование			
A. Приборы	227	9,15	2,17
B. Управление самолетом	453	6,1	2,76
C. Бытовое оборудование	1 815	18,3	33,2
D. Электрооборудование	1 360	18,3	24,9
E. Якорь и канаты	227,0	3,05	0,7
IV. Полезная нагрузка			
A. Горючее 49 000 *л*	35 380	18,30	648,0
B. Масло 2650 *л*	2 410	15,25	36,70
C. Экипаж 10 чел. по 77,2 *кг*	772	15,25	11,75
D. Пассажиры 80 чел. по 77,2 *кг*	6 169	18,3	112,7
E. Багаж 80 · 22,7 *кг*	1815	12,2	22,1
F. Съемное оборудование	907	18,3	16,6
G. Почта и багаж-экспресс	408	21,4	9,95
Итого	99 790		≈ 1866

вертикальной плоскостью на тяжелых самолетах для удовлетворения требований устойчивости и управляемости должно быть очень большим. Если возможно, то следует произвести соответствующее испытание в аэродинамической трубе.

Устройство внутренней части лодки должно быть таково, чтобы летчики и штурман, находясь впереди, имели хороший обзор. Инженер и радист имеют помещение под крылом. Там также *должно быть четыре кабины (передняя, центральная нижняя,* центральная верхняя и задняя), обслуживаемые четырьмя официантами (весь экипаж состоит из 10 человек, включая капитана).

Вес и центровку проверяют в продолжение всего процесса проектирования.

15. Третий подсчет веса и таблица центровок. Вес и центровка даны в табл. 4 так же, как и в предыдущем примере. По таблице можно проверить расположение ц. т. и веса отдельных деталей.

Ц. т. находится на расстоянии от носа, равном $\frac{1866}{99,79} = 18,7$ *м*,

т. е. примерно 29% от с. а. х., что является вполне удовлетворительным. Число пассажиров и багаж были уменьшены при предварительном расчете, когда стало очевидным, что для почты и экспресс-багажа помещения не осталось. При меньшей крейсерской скорости (примерно 255 *км/час*) и установке масляных и бензиновых баков в крыле можно было бы разместить еще несколько тысяч килограммов полезной нагрузки.

Находим вес крыла, принимая коэфициент эксплоатационной перегрузки равным 2,5 (фиг. 58). При коэфициенте безопасности $f = 1,5$ расчетная перегрузка равна $1,5 \cdot 2,5 = 3,75 = n'$.

Вычисляем $\frac{n'G}{1000b_{ср}} = 44,5$, откуда, экстраполируя по фиг. 22 (выражается уравнением Дриггса), находим, что вес крыла равен приблизительно 17 690 *кг*, или 26,8 *кг/м²*. Принимая, что ц. т. крыла лежит на 45% с. а. х., получаем расстояние ц. т. от носа самолета равным 20,0 *м*.

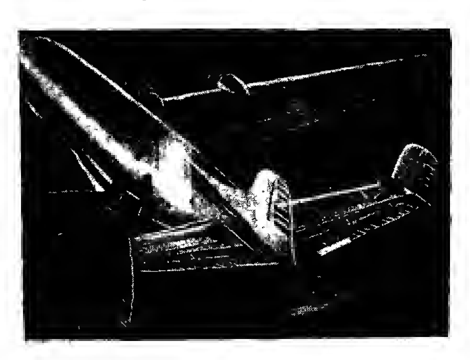
Вес хвостового оперения для нашего самолета можно получить из данных для крыла (фиг. 21). Размах хвостового оперения равен 18,3 $м^2$, а самолеты с таким размахом обычно весят 2700—4500 *кг*. Принимаем вес горизонтального оперения равным примерно 9,75 *кг/м²* и находим вес 1 $м^2$ тройного вертикального оперения равным 7,8 *кг*. Отсюда следует, что вес хвоста равен $9,75 \cdot 93 + 78 \cdot 46,5 = 1270$ *кг*. Эта величина, по всей вероятности, дает некоторое завышение.

На фиг. 47 показано хвостовое оперение самолета Дуглас DC-4.

Вес корпуса лодки, включая поплавки, вычисляем по графику (фиг. 23), из которого находим, что он составляет около 14% полетного веса самолета. В случае больших лодок конструкция становится более легкой, однако, учитывая большую посадочную скорость, нижнюю часть корпуса лодки нужно делать

более прочной. Итак, останавливаемся на принятой величине 99 790 · 0,14 = 14 061 *кг*. Ц. т. корпуса лодки расположен от носа лодки на расстоянии 40% всей ее длины, т. е. на 21,35 *м*.

Вес мотора равен примерно 0,545 *кг* на 1 *л. с.* взлетной мощности мотора (фиг. 27) (см. также журн. „Aviation", июль 1937, стр. 64, статья Lombard, How many Engines). Тогда вес двухрядных звездообразных моторов, расположенных впереди,



Фиг. 47. Хвостовое оперение самолета Дуглас DC-4.

Тройное вертикальное оперение применяют для уменьшения высоты оперения и повышения эффективности горизонтального оперения. Подвижные поверхности обшивают полотном для уравновешивания масс относительно оси вращения.

равен 0,545 · 8000 ≈ 4355 *кг*. Определяем по фиг. 27 удельный вес (*кг/л. с.*) для задних моторов с радиаторами и охлаждающими жидкостями. Он равен 0,78 *кг/л. с.*, следовательно, каждый мотор весит 1090 *кг* или всего 4355 *кг*. Вес моторного оборудования обычно равен 7% сухого веса мотора, в нашем случае примерно 318 *кг*. Управление мотором при сложных установках должно весить около 17,35 *кг* на 1000 *л. с.* мотора, т. е. в данном случае 90,5 *кг*.

Вес винтов. Вес двухлопастных дуралюминовых воздушных винтов (включая втулки) диаметром 5,2 *м*, определяем по фиг. 24. Он равен 181,5 *кг*. Принимаем вес трехлопастного винта равным 308 *кг*, включая управление оборотами, или 1133 *кг* для каждой группы, состоящей из четырех винтов.

Вес стартеров. Возьмем восемь стартеров весом 11,35 *кг* каждый, четыре батареи по 45,3 *кг* и примем вес проводки равным 45,3 *кг*.

Вес масляной и бензиновой систем вычисляем, исходя из потребного количества масла и бензина. Максимальную

скорость лодки вычисляем, определив $\frac{N_p}{\sigma} = \frac{8960}{13,2} = 68$. По фиг. 3 *находим максимальную скорость, равную примерно 320 км/час*[1].

Полет на мощности 0,75 $N_{e\,max}$ даст крейсерскую скорость $346\sqrt[3]{0,75} = 314$ *км/час* при расходе горючего 0,204 *кг/л. с.* в час. Расход горючего в час равен $11\,200 \cdot 0,204 = 2285$ *кг*. Для радиуса действия 4800 *км* потребуется $\frac{4800}{288} = 15,5$ часа полета. Отсюда следует, что потребное горючее будет равно $2285 \cdot 15,5 = 35\,380$ *кг* (49 000 *л*). Возьмем 2650 *л* масла (фиг. 26), что при удельном весе 0,9 *кг/л* дает 2410 *кг*, и примем вес смазочной системы 408 *кг*; для бензиновой системы по фиг. 25 будем иметь 0,48 *кг/л*, или 2410 *кг*.

Вес приборов составляет около 3% сухого веса мотора.

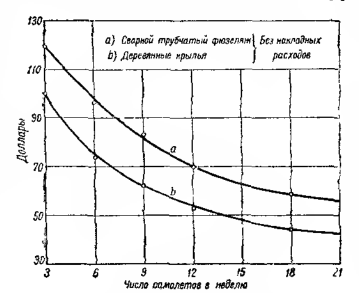
Вес бытового оборудования должен составлять 27,2 *кг* на пассажира, что обеспечивает если не роскошь, то во всяком случае комфорт.

Вес электрооборудования включает дополнительную силовую установку, отопление, вентиляцию, освещение, кухню, а также и радио. Необходимое съемное оборудование перечислено на стр. 297.

Пассажиры, багаж и экспресс-почта. Пересмотр веса в целях увеличения платной нагрузки за счет снятия оборудования является последующей стадией расчета.

Летные характеристики должны быть затем проверены аналогично приведенным выше примерам.

Изготовление различных деталей достаточной прочности без превышения расчетного веса рассматривается ниже.



Фиг. 48. Стоимость крыла и фюзеляжа в функции от недельной производительности.

ЭКОНОМИЧЕСКИЕ СООБРАЖЕНИЯ

При проектировании самолета должны быть обязательно учтены экономические соображения.

В стоимость изготовления самолета входит стоимость материалов, оплата непосредственно затраченной рабочей силы и накладные расходы. Сокращение затрат на рабочую силу возможно только при серийном выпуске самолетов, и, как правило, стоимость

[1] Это скорость на уровне моря; на высоте 2440 *м* она будет 346 *км/час*.

самолета тем меньше, чем больше выпускается машин данного образца (фиг. 48).

Низкая стоимость достигается, главным образом, при хорошей организации труда и удачном выборе конструкции, для осуществления которой не требуется больших затрат труда.

Для данного типа конструкции можно построить кривые стоимости единицы продукции в зависимости от количества выпускаемых заводом единиц (фиг. 48). Стоимость различных видов обслуживания самолетов по данным воздушного корпуса армии США приведена в приложении на стр. 307—313. Стоимость обслуживания (в человеко-часах), подсчитанная по этим данным, нередко включается в технические требования и договоры на проектирование самолетов.

ЗАДАЧИ

По аналогии с описываемым примером студент должен разработать свою конструкцию.

В полное решение задачи должно входить следующее:

1) общие технические требования;
2) предварительная весовая характеристика;
3) общий вид в трех проекциях (масштаб 1:50);
4) весовая характеристика и центровочная таблица;
5) исследование летных качеств, включающее определение:
   а) вредного сопротивления,
   б) скоростей — максимальной, минимальной и предельной при пикировании,
   в) скороподъемности на уровне моря,
   г) потолка,
   д) дальности и длительности полета,
   е) угла планирования,
   ж) длины пробега и разбега,
   з) потолка при одном выключенном моторе;
6) выбор поверхностей управления:
   а) горизонтального оперения,
   б) вертикального оперения,
   в) элеронов;
7) предварительный расчет на прочность:
   а) выбор коэфициентов перегрузки,
   б) расчет крыла,
   в) расчет хвостового оперения,
   г) расчет шасси,
   д) расчет фюзеляжа;
8) подробный расчет одной детали агрегатов по „б", „в", „г" и „д" п. 7.

При этом определяется запас прочности основных частей конструкции.

В качестве образца приводим следующие технические требования.

Общие требования. 1. Самолет должен удовлетворять требованиям Авиационного отдела ДТ.

2. Конструкция самолета должна обеспечивать минимальные расходы на ремонт и содержание.

3. Сидения должны быть расположены рядом или уступами до 45°.

4. Кабина закрытая или закрывающаяся по желанию.

5. Управление двойное, чтобы можно было легко выключать одно управление.

6. Фюзеляж цельнометаллический.

Летные качества. При наличии одного пилота и одного пассажира (каждого весом 77 *кг*), двух парашютов (по 9 *кг*), багажа (18 *кг*), необходимого количества горючего и масла для полета дальностью 480 *км* против

ветра со скоростью 16 *км/час* минимальные летные качества должны быть следующими:

1. Максимальная скорость на номинальном числе оборотов не менее 175 *км/час*.

2. Минимальная скорость горизонтального полета, при которой самолет управляем, не свыше 56 *км/час*.

3. Взлет. Самолет должен обеспечивать перелет через препятствие высотой 10,5 *м* на расстоянии 240 *м* от начала старта при отсутствии ветра на уровне моря.

4. Посадка. Самолет должен останавливаться на расстоянии 120 *м* от препятствия высотой 10,5 *м*, через которое он перелетел, планируя по прямой и сохраняя при этом полную управляемость. Он также должен легко итти на посадку при положении фюзеляжа под любым углом к горизонту в пределах от 5° до угла, соответствующего максимальной подъемной силе, и обеспечивать быстрое и полное применение тормозов. Ни при каких условиях посадки он не должен иметь тенденций к разворотам. Перечисленным в этом пункте требованиям должен удовлетворять самолет, управляемый пилотом-любителем, имеющим пилотское свидетельство.

5. Рулежка. Самолет должен иметь хорошую управляемость на земле и при начальной скорости в 72 *км/час* останавливаться на дистанции 45 *м*.

Условия безопасности. 1. При включенном или выключенном моторе, при любых возможных положениях стабилизатора и руля высоты должна быть обеспечена полная поперечная управляемость самолета, а также отсутствие какой бы то ни было тенденции к скольжению на крыло или штопору в этих условиях.

2. Начиная с максимального положительного угла наклона оси самолета к горизонту, при любом возможном положении стабилизатора на полной мощности внезапная потеря мощности и полное отклонение руля высоты вверх не должны вызывать отклонения продольной оси самолета вниз от горизонта *больше чем на 10°*.

3. Любой нормальный угол атаки при включенном или выключенном моторе должен быть достижим при отклонении лишь рулей высоты независимо от положения стабилизатора.

4. Шасси должно быть рассчитано на нагрузку, создаваемую вертикальной составляющей скорости 6 *м/сек* без чрезмерной перегрузки его частей и частей самолета.

5. Управление вспомогательными приспособлениями для увеличения максимальной подъемной силы не должно быть связано с механизмом регулирования стабилизатора.

6. Самолет должен выполнять различные маневры, включая повороты направо и налево при крене до 20°, без отклонения руля направлений, без заметного скольжения, опускания носа или передирания.

7. При всех положениях самолета в полете летчику и пассажиру должен быть обеспечен при повороте головы и плеч беспрепятственный обзор следующих секторов: а) переднего, ограниченного плоскостью, наклоненной по отношению к траектории полета под углом 5°, плоскостью, поднимающейся под углом 20° к траектории полета, и двумя вертикальными плоскостями, расходящимися *под углом 100°* вправо и влево от траектории полета; б) нижнего конуса с внутренним углом 30°, ось которого лежит между вертикалью, направленной вниз, и прямой, наклоненной вперед под углом 45° к вертикали; в) верхнего конуса с внутренним углом 45°, ось которого лежит между вертикалью, направленной вверх, и прямой, наклоненной под углом 45° назад к вертикали. Конечно, желательно иметь максимальный обзор и во всех других направлениях.

8. Козырек и окна кабины должны быть сделаны из материала, воспламеняемость которого не превышает воспламеняемости ткани, покрытой аэролаком.

Винтомоторная группа. 1. Мотор может охлаждаться любым способом, и расположение цилиндров может быть любым, но число их не должно быть меньше четырех. Мотор может быть двухтактным или четырехтактным, может иметь редуктор или не иметь его, но при номинальном числе оборотов он не должен развивать мощность *свыше 100 л. с.*

2. Мотор не должен вибрировать.

3. Осмотр и регулирование должны требоваться не чаще, чем через 50 час. работы.

4. Мотор должен работать на любых доброкачественных авиационных и автомобильных сортах горючего и масла.

5. Он должен хорошо работать на холостом ходу и давать плавный разгон с любых скоростей при медленном или быстром открытии дросселя на земле и после длительного планирования.

6. Двойная система зажигания не обязательна.

7. Перед сдачей и приемом первого самолета мотор должен пройти все необходимые испытания.

Оборудование. Каждый самолет должен иметь следующее оборудование

1. Приборы: а) указатель уровня горючего, б) альтиметр, в) масляный манометр, г) масляный термометр, д) компас, е) счетчик оборотов, ж) указатель крена и поворота, з) указатель скорости относительно воздуха.

2. Прочее оборудование: а) сигнальные огни, б) огнетушитель, в) стартер мотора, г) генератор, д) тормоза.

ГЛАВА II

КОЭФИЦИЕНТЫ ПЕРЕГРУЗКИ

ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

При проектировании самолетов необходимо:

1) определить нагрузки, которым подвергаются различные части самолета при эксплоатации;

2) знать свойства (прочность и жесткость) материалов, идущих на изготовление самолета (см. гл. III);

3) рассчитать прочность конструкции.

Экономические соображения требуют выбора такой конструкции отдельных частей, чтобы затрата труда на их изготовление была минимальной.

Основные определения по расчету на прочность приведены в нормах прочности гражданской авиации.

Их кратко можно свести к следующему.

Эксплоатационная нагрузка (limit load) — ожидаемая[1] действительная нагрузка при предписанных эксплоатационных пределах.

Нагрузка, соответствующая пределу текучести (yield load) (эксплоатационная нагрузка, умноженная на коэфициент безопасности предела текучести) — максимальная нагрузка, которая может быть приложена без заметной остаточной деформации (обычно деформация, большая 0,2%, считается заметной).

Разрушающая нагрузка (ultimate load)[1] — максимальная нагрузка, которая может быть приложена без разрушения конструкции или детали. Для некоторых конструктивных элементов (например для длинных стоек) нагрузки соответствующая пределу текучести и разрушающая одинаковы.

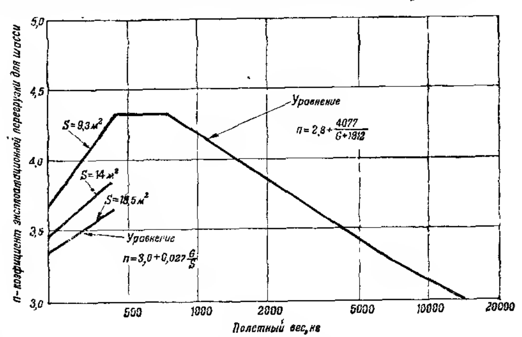
Для большинства деталей самолета нормы прочности требуют, чтобы коэфициент безопасности, соответствующий пределу текучести, превосходил 1,0 и чтобы суммарный коэфициент безопасности, соответствующий разрушающей нагрузке, превосходил 1,5.

КОЭФИЦИЕНТЫ ПЕРЕГРУЗКИ ШАССИ

Коэфициент перегрузки при эксплоатационной нагрузке шасси во время посадки выражается отношением эксплоатационных нагрузок, принятых для расчета на прочность, к нагрузкам, действующим на шасси при стоянке самолета.

[1] Это — новые термины нагрузок, принятые в США. Ранее указанные нагрузки назывались соответственно applied load и design load. *Прим. ред.*

Современные американские требования для коэфициентов перегрузки при посадке на две точки приведены в нормах прочности. Эти требования представлены графически на фиг. 49, 50. Следует отметить, что для более тяжелых самолетов допускаются меньшие перегрузки, а для более легких самолетов перегрузки устанавливаются в зависимости от нагрузки на 1 $м^2$ крыла, а следовательно, и от минимальной скорости.



Фиг. 49. Эксплоатационный коэфициент перегрузки для шасси.

Эти коэфициенты перегрузки предусмотрены для шасси, которое при наличии соответствующих амортизаторов должно выдерживать испытание на сбрасывание самолета (без крыльев) с высоты, определяемой по фиг. 50[1].

Приведенные выше требования к коэфициентам перегрузки шасси, как указывается в нормах прочности, относятся к нормальному типу шасси, когда при стоянке хвост опущен вниз, для других типов рекомендуются специальные исследования, например для трехколесного шасси. Позднейшие материалы по исследованию трехколесного шасси (см. библиографию, источник 8) приведены в табл. 5. Следует отметить, что это лишь предположения для расчета на прочность. Определенный диапазон величин коэфициентов перегрузки еще не получен.

В указанных материалах рассмотрены ориентирующиеся носовые колеса, которые были при испытаниях NACA признаны наилучшими. Однако некоторые самолетостроительные фирмы (например Гаммонд и Уотерман) нашли удовлетворительным управляемое носовое колесо, а в других источниках указано, что ориентирующееся носовое колесо имеет ряд недостатков.

---

[1] В США широко применяют метод испытания шасси на сбрасывание. *Прим. ред.*

Таблица 5

Расчетные случаи для трехколесного шасси

Фактор	I класс $G < 910$ кг		II класс $G = 910 \div 4500$ кг		III класс $G = 4500 \div 45\,000$ кг	
	максимум	среднее значение	максимум	среднее значение	максимум	среднее значение
Вертикальная скорость *м/сек*	6,1	а) 4,56 б) 1,53	4,56	а) 3,05 б) 1,53	3,76	а) 2,14 б) 0,915
Скорость бокового сноса *м/сек*	6,1[1] или 4,56[2]	а) 4,56[1] или б) 1,53[2]	а) 3,05[1] или б) 1,53[2]	0	См. класс II	См. класс II
Угол тангажа	а) Положение при V нормального планирования плюс 2,14 *м/сек*[3] б) хвост касается земли	а) Нормальное планирование б) $c_{y\,max}$	См. класс I	См. класс I	Снижение в 3,76 *м/сек*	$c_{y\,max}$
Угол крена	Крыло касается земли (но не более 15°)	0	См. класс I, но не более 10°	См. класс I	5°	См. класс I
Торможение	$\mu = 1{,}10$	а) $\mu = 0{,}55$ б) $\mu = 0$	См. класс I	См. класс I	См. класс I	См. класс I
Препятствие на земле	Ускорение 1,0 g направлено от носового колеса	0	См. класс I	См. класс I	См. класс I	См. класс I

[1] При «двойном» управлении (имеются в виду самолеты, у которых нет подвижной вертикальной поверхности управления).

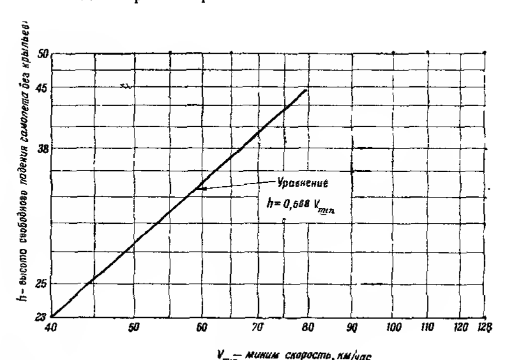
[2] При «тройном» управлении (обычные самолеты, имеющие руль высоты, руль поворота и элероны).

[3] Видимо, имеется в виду угол планирования, при котором вертикальная скорость на 2,14 *м/сек* больше, чем в случае нормального планирования. *Прим. ред.*

Дж. М. Гвин (J. M. Gwinn), конструктор самолета „Эйркар", предложил полуэмпирическую формулу для предельного коэфициента перегрузки при посадке:

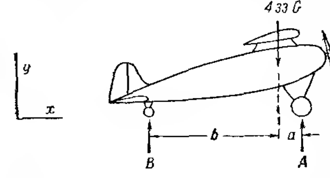
$$n_ш = 0,95 \frac{V_{min}}{S},$$

где V_{min} — минимальная скорость в *км/час*;
S — ход амортизатора в *см*.



Фиг. 50. Требуемая высота для испытания шасси на сбрасывание.

Эта формула предусматривает посадку с планирования на критическом угле атаки с амортизаторами, имеющими обычные характеристики, и допускает испытание на сбрасывание самолета (без крыльев) с высоты (в *см*), равной 0,568 V_{min}, где V_{min} — минимальная скорость в *км/час*.



Фиг. 51. Схема определения реакции шасси.

На фиг. 49 представлены значения коэфициента эксплоатационной перегрузки, принимаемые для случая посадки на три точки. Реакции шасси A и B при посадке можно вычислить из уравнения: $\Sigma F_y = 0$ и $\Sigma M_B = 0$ при условии, что расстояния a и b известны.

ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ МАНЕВРАХ

Перегрузки в полете измеряют акселерометром, состоящим из груза, пружины и регистрирующего приспособления.

Если самолет в криволинейном полете находится в таком положении, что плоскость его крыла вертикальна, как показано на фиг. 52, то подъемная сила Y уравновешивается силой инерции:

$$Y = R = \frac{Ga}{g},$$

где a — действительное ускорение;

g — ускорение силы тяжести.

Коэфициент эксплоатационной перегрузки, замеренный прибором при маневре, равен

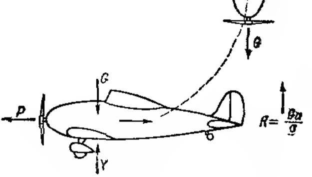
$$n = \frac{Y}{G} = \frac{a}{g}.$$

Если при полете плоскость крыла самолета горизонтальна, то

$$Y - G = G\frac{a}{g}$$

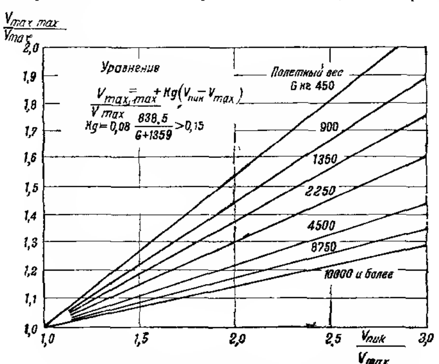
и коэфициент эксплоатационной перегрузки

$$n = \frac{a}{g} + 1.$$



Фиг. 52. Силы, действующие на самолет при выходе из пикирования.

ДТ предлагает при определении расчетных коэфициентов перегрузки для крыльев не допускать скорости самолета выше скорости ограниченного пикирования $V_{max\ max}$, которая только



Фиг. 53 График для определения $V_{max\ max}$ расчетной скорости для расчета на прочность.

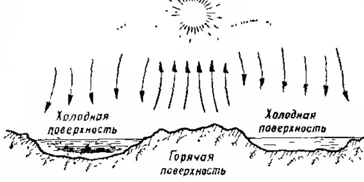
слегка превышает максимальиую скорость при горизонтальном полете V_{max} (фиг. 53). Как правило, выход из пикирования дает бóльшую нагрузку на крыло, чем какой-либо другой маневр.

Таблица 6

Максимальные ускорения (в долях g) при маневрах

Маневр самолета	Самолет IN-4H	Самолет F6C-4
Выход из пикирования	3,5 (130 *км/час*)	9,3 (280 *км/час*)
Мертвая петля	3,7	5,0
Бочка	4,2	5,2
Штопор	3,1	2,3

Составляющие ускорения в направлении оси z самолета[1], измеренные в полете (см. NACA Rep. № 99 и 386), приведены в табл. 6.



Фиг. 54. Влияние солнечных лучей иа образование вертикальных потоков воздуха.

НАГРУЗКИ НА КРЫЛО ОТ ПОРЫВОВ ВЕТРА

Вертикальные воздушные потоки возникают в атмосфере не только вследствие различного нагревания разных частей земной поверхности солнечными лучами (фиг. 54), но также в центре и около центра циклона вследствие охлаждающего действия испаряющейся дождевой воды. Ветер, дующий над возвышенностями, также вызывает вертикальные воздушные потоки (фиг. 55). Обычные вертикальные скорости воздуха, возникающие по различным причинам, приведены в табл. 7.

Таблица 7

Вертикальные скорости воздушных потоков в атмосфере

(по Роду)

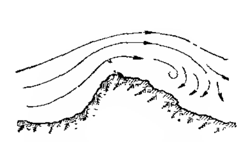
Характеристика	Конвекционные потоки (фиг. 54)	Возмущения от препятствий (фиг. 55)	Шквалы и грозовые штормы (фиг. 56)
Скорость, *м/сек*	2,0—7,0	3—8,0	13,0—34,0
Предельная высота, *м*	6000	Изменяется с характером поверхности	1200

Большие вертикальные скорости воздушных потоков при грозовых штормах (фиг. 56) определяются: а) по скоростям восходящих потоков, необходимым

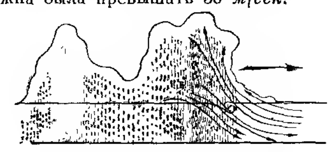
[1] В принятых у нас обозначениях — ось y. *Прим. ред.*

для поддержания в воздухе крупного града во время его образования, б) по материалам периодических наблюдений над движением облаков во время грозы; в) на основании опыта летчиков, летавших во время грозы.

Один летчик сообщил, что он вошел в область грозового шторма на высоте 1200 *м*, и меньше чем через минуту его самолет оказался на высоте 4250 *м* носом вниз. Вертикальная скорость в этом случае должна была превышать 50 *м/сек*.



Фиг. 55. Вертикальные потоки, возникающие вследствие ветра, дующего на холм.



Фиг. 56. Воздушные потоки во время грозы,

Изменение вертикальных скоростей воздуха на коротких горизонтальных участках измеряется при помощи самопишущего акселерометра, помещенного на самолете. Соотношение между скоростью ветра и ускорением самолета выводится из следующих соображений.

Пусть w — скорость порыва ветра, а V — скорость самолета в *м/сек*. Перед тем как войти в область порыва ветра, самолет летит при коэфициенте подъемной силы:

$$c_y = \frac{G}{qS}, \tag{1}$$

где $q = \rho \frac{V^2}{2}$, а соответствующий угол атаки крыла[1] в радианах равен:

$$\alpha_r = \frac{c_y}{A}, \tag{2}$$

где A — коэфициент наклона кривой подъемной силы крыла, определенный из формулы:

$$A = \frac{2\pi\lambda}{\lambda + 2},$$

где λ — эффективное удлинение крыла.

При встрече с восходящим потоком, имеющим скорость w *м/сек*, угол атаки (фиг. 57) изменяется на величину

$$\Delta\alpha_r = \frac{w}{V},$$

c_y соответственно изменяется на

$$\Delta c_y = A\Delta\alpha_r = A\frac{w}{V}. \tag{3}$$

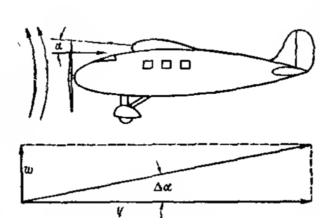
[1] В данном случае угол, отсчитанный от хорды нулевой подъемной силы. *Прим. ред.*

Новый коэффициент подъемной силы равен $c_y + \Delta c_y$, а эксплоатационная перегрузка при порыве ветра равна:

$$n = 1 + \frac{\Delta c_y}{c_y} = 1 + \frac{AwqS}{GV}. \qquad (4)$$

Если самолет летит под углом β к горизонту, то часть его веса поддерживается лобовым сопротивлением, и мы получаем:

$$n = \cos\beta + \frac{AwV\frac{\rho}{2}}{\frac{G}{S}}. \qquad (5)$$



Фиг. 57. Изменение угла атаки крыла самолета при встрече с восходящим порывом воздуха.

Это уравнение соответствует требованиям норм прочности, исключая лишь условно принятый в них „коэффициент снижения“ порыва $K = \frac{1}{2}\left(\frac{1}{4{,}88}\frac{G}{S}\right)^{\frac{1}{4}}$ (не берется больше 1,00) для нерезких порывов ветра.

Для случая горизонтального полета $\cos\beta = 1{,}00$ и

$$\frac{a}{g} = \frac{AwV\frac{\rho}{2}}{\frac{G}{S}}. \qquad (6)$$

Порывы ветра, встречающиеся при грозовых штормах, могут создавать для обычных современных самолетов перегрузки величиной от 15 до 25 при нормальной крейсерской скорости. Так, например, для самолета с нагрузкой на крыло $\frac{G}{S} = 73{,}2$ *кг/м*^{2} и удлинением 7, летящего в стандартной атмосфере ($\rho = 0{,}125$) со скоростью 305 *км/час* ($V = 84{,}7$ *м/сек*), $A = \frac{2\pi 7}{9} = 4{,}89$, и уравнение (6) принимает вид:

$$\frac{a}{g} = 0{,}705w.$$

Порыв ветра скоростью 30,5 *м/сек* вызывает перегрузку (при горизонтальном полете), равную:

$$n = \frac{a}{g} + 1 = 22{,}5.$$

Обычно самолеты не рассчитывают на случай полета в грозу[1].

[1] Интересно отметить, что на некоторых американских самолетах (например фирмы Дуглас) во время обычных рейсов были получены перегрузки при болтанке больше перегрузок, установленных американскими нормами прочности для коммерческих самолетов. *Прим. ред.*

ФИЗИОЛОГИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ БОЛЬШОГО УСКОРЕНИЯ

При полете с ускорением пилот подвергается такому же действию перегрузки, какое испытывает и самолет. При ускорении 8g пилот испытывает действие нагрузки, превосходящей его вес в 8 раз. К счастью, усиливающиеся с увеличением перегрузки затруднения в управлении приводят к инстинктивной реакции, препятствующей пилоту слишком резко действовать рулями.

Летчик Дж. Дулитль говорит о физиологическом эффекте продолжительных ускорений порядка 5 или 6, встречающихся при спиральном спуске с работающим мотором, следующее: „Эффект этого маневра не является особенно неприятным. Получается впечатление, что на лоб надевается тугой обруч и что глаза глубоко входят в свои орбиты". В заключение Дулитль пишет, что большие, но непродолжительные ускорения серьезных физиологических расстройств не вызывают, а ускорения порядка 4—5, действующие в течение длительного времени, вызывают полную потерю сознания, так как кровь отливает от головы, и мозг лишается необходимого для него кислорода. Пилоту кажется, что он теряет зрение. Ускорение, которое может выдерживать человек в течение длительного периода времени, зависит от давления его крови, причем человек с более высоким давлением крови выносит бо́льшие ускорения (NACA Rep. № 203).

Джим Коллинз чрезвычайно подробно описывает свои ощущения во время выхода из пикирования с большой перегрузкой. Он пишет: „Я сделал взлет и поднялся на 4600 *м*, а затем стал пикировать со скоростью 480 *км/час*. Я взял ручку на себя и стал следить за стрелкой акселерометра. Она пошла вверх, а меня стало прижимать вниз, к сиденью. Центробежная сила, как огромное незримое чудовище, вдавила мою голову в плечи и прижала к сиденью, мой спинной хребет изогнулся, и я застонал от боли. Кровь отлила у меня от головы, и я стал слепнуть. Я следил за стрелкой акселерометра как сквозь сгущающийся туман. Еле-еле я разобрал, что она подошла к $5^1/_2$. Я поставил ручку нейтрально, и последнее, что я увидел, была стрелка, возвращающаяся к 1. Я был слеп, как крот. Голова кружилась. Я взглянул на крыло вправо и влево и не видел его. Я ничего не видел. Я глядел в ту сторону, где должна быть земля, и вскоре она стала вырисовываться, как сквозь утренний туман. Мое зрение возвращалось по мере уменьшения скорости. Вскоре я опять все ясно видел. Самолет летел по горизонтали, повидимому, уже в течение некоторого времени. Однако моя голова продолжала как-то странно гореть, а сердце стучало, как паровой молот.

У меня было такое впечатление, будто кто-то вынул мои глаза, поиграл ими и затем вновь поставил на место. Я падал от усталости, и в груди у меня были резкие стреляющие боли. Спина болела. Ночью у меня шла носом кровь.

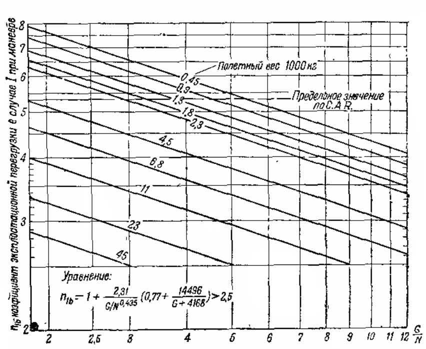
На следующее утро начался золотой осенний день. Небо было голубое, как индиго, и ясное, как горный поток. Я себя очень хорошо чувствовал. Даже подумал: „Такое пикирование полезно для здоровья".

Мне рассказывали, что несколько лет назад один военный летчик при испытаниях случайно подвергся действию чрезмерного ускорения вследствие неправильных показаний акселерометра. Ускорение было огромное, что-то около 12 или 14. У него произошел обрыв кишек и кровоизлияние в мозг. Он пробыл около года в больнице, но, наконец, выписался. Мне говорили, что он никогда не поправится окончательно и навсегда останется ненормальным" (газ. „Сатурдэй Ивнинг Пост" от 2 сентября 1935 г.).

Проф. Эптон в своих лекциях в Корнельском университете утверждал, что неприятные ощущения при автомобильной езде надо отнести скорее к интенсивности изменения ускорения (в *м/сек*^{3}), чем к самому ускорению (в *м/сек*^{2}), и в доказательство этого приводил примеры экспериментов, во время которых физиологические расстройства вызывались вибрациями различной амплитуды и частоты. Он утверждал, что при маневрах самолета оба эти фактора играют роль.

СПОСОБ ВЫЧИСЛЕНИЯ КОЭФИЦИЕНТОВ ПЕРЕГРУЗКИ

В США современные требования в отношении перегрузок учитывают и маневры самолета и порывы ветра. В Англии коэ-

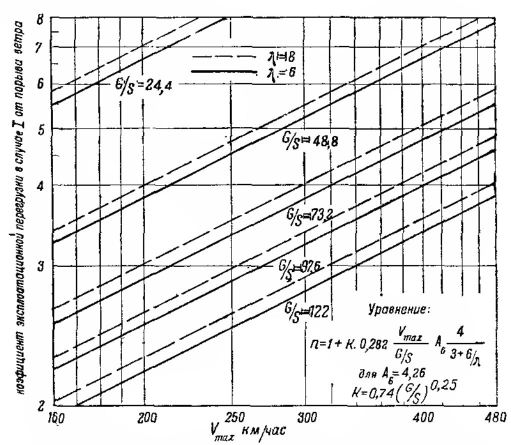


Фиг. 58. Эксплоатационная перегрузка при маневре для случая большого положительного угла атаки.

фициент перегрузки уменьшается с увеличением полетного веса, но в США этот коэфициент уменьшается также с увеличением нагрузки на единицу мощности. Перегрузки для случая большого положительного угла атаки представлены графически

на фиг. 58. Перегрузки, возникающне при встрече с порывом ветра в 9,15 *м/сек* прн горизонтальиом полете на максимальной скоростн, представлены на фиг. 59.

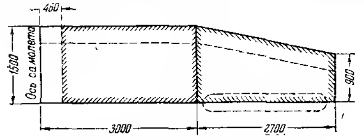
Прнинмаемым коэфицнентом перегрузкн учнтываются лнбо маневры, лнбо порывы ветра — в завнснмостн от того, когда n больше. Коэфнциенты перегрузкн можно вычнслять по способу, изложеиному ннже.



Фиг. 59. Эксплоатационная перегрузка от неспокойного воздуха для случая большого положительного угла атаки.

Пример. Требуется определнть коэфнцненты перегрузкн для самолета, подобного изображенному на фиг. 20, по нормам ДТ прн следующнх условиях:

Полетиый вес	$G = 1173$ *кг*
Мощность	$N = 150$ *л. с.*
Размах	$l = 11{,}6$ *м*
Эффективная площадь крыла (фиг. 60)	$S = 19{,}5$ *м*²



Фиг. 60. Эффективная площадь крыла.

Максимальный коэфициент подъемной силы $c_{y\,max} = 1{,}5$

Расчетная максимальная скорость горизонтального полета . . . . . . $V_{max} = 256$ *км/час*

Площадь эквивалентной пластинки, имеющей $c_x = 1{,}00$ . . . . $\sigma = 0{,}372$ *м²*

Решение. В соответствии с нормами прочности определяем коэфициент перегрузки крыла для каждого расчетного случая.

Случай I. Большой положительный угол атаки. Для вычисления Δn_{1a} подставляем:

$$V_{max} = \frac{256}{3{,}6} = 71 \text{ м/сек};$$

$$\frac{G}{S} = \frac{1173}{19{,}5} = 60{,}5 \text{ кг/м}^2;$$

$$A_6 = 4{,}25 \text{ (или } 0{,}074 \text{ на } 1^\circ);$$

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{11{,}6^2}{19{,}5} = 6{,}9.$$

Получаем:

$$\Delta n_{1a} = \frac{0{,}58\,V_{max}}{\frac{G}{S}} A_6 \frac{4}{3 + \frac{6}{\lambda}} = \frac{0{,}58 \cdot 71}{60{,}5} \cdot 4{,}25\,\frac{4}{3{,}87} \approx 3{,}00;$$

$$\Delta n_{1b} = \left(0{,}77 + \frac{14\,496}{G + 4168}\right) \cdot \frac{2{,}31}{\left(\frac{G}{N}\right)^{0{,}435}} + 1 \approx 4{,}3.$$

Для определения Δn_{1b} можно воспользоваться фиг. 58, принимая

$$\frac{G}{N} = \frac{1173}{150} = 7{,}8.$$

В данном случае Δn_{1b} (соответствующее маневру) получилось больше и поэтому принимается для расчета. Следовательно,

$$n = 1 + 4{,}3 = 5{,}3.$$

Эта величина и будет эксплоатационным коэфициентом перегрузки для случая полета на большом положительном угле атаки. Как указано в нормах прочности, данные фиг. 5› должны применяться при коэфициенте безопасности, соответствующем пределу текучести не менее 1,00, и при коэфициенте безопасности, соответствующем разрушающей нагрузке не менее 1,5. Нагрузка, соответствующая пределу текучести, должна, следовательно, превышать $5{,}3 \cdot 60{,}5 = 318$ *кг/м²*.

Хордовая составляющая этой нагрузки (направлена вперед) равна около $\frac{1}{5}$, т. е. 63,6 *кг/м²*. Распределение нагрузки по размаху принимают пропорционально хорде крыла, считая величину c_n постоянной.

Случай II. Большой отрицательный угол атаки. По фиг. 58 можно судить, что этот случай перекроет случай порыва ветра вниз со скоростью 9,15 *м/сек*, следовательно, $\Delta n_2 = -\Delta n_{1a}$ и $n_2 = 1 + \Delta n_2$. Для нашего случая $n_2 = 1 - 3{,}00 = -2{,}00$. Крыло должно быть рассчитано на нагрузку, направленную вниз и равную $2 \cdot 60{,}5 = 121$ *кг/м²*.

Случай III. Малый положительный угол атаки. Как указано в нормах прочности, сначала вычисляют:

$$V_{\max\max} = V_{\max} + K_g (V_{\text{пик}} - V_{\max}),$$

где $K_g = 0{,}08 + \frac{838{,}5}{G + 1359} = 0{,}08 + \frac{838{,}5}{2532} = 0{,}41$.

Для вычисления $V_{\text{пик}}$ вес приравниваем к силе лобового сопротивления эквивалентной пластинки площадью 0,372 $м^2$ ($c_x = 1{,}00$). Отсюда $1173 = \frac{1}{16} \cdot 0{,}372 \cdot V^2_{\text{пик}}$, $V_{\text{пик}} = 225$ *м/сек* (808 *км/час*). Следовательно, $V_{\max\max} = 71{,}0 + 0{,}41\,(225 - 71{,}0) = 134{,}5$ *м/сек* (480 *км/час*).

Эта скорость является расчетной скоростью планирования и может быть проверена по фиг. 53. Судя по фиг. 53, $V_{\max\max}$ не должна превышать 1,5 $V_{\max}$ или $V_{\max} + 160$ *км/час*, так что в этом случае $V_{\max\max}$ не будет выше 384—416 *км/час*. Таким образом можно принять 384 *км/час* (107,5 *м/сек*).

В нормах прочности указано, что самолет нельзя при полетных испытаниях доводить до скорости, большей чем 90% от расчетной скорости планирования $V_{\max\max}$ (в нашем случае 346 *км/час*).

Нормы прочности требуют, чтобы летчик был предупрежден (обычно табличкой на приборной доске) о том, что нельзя летать быстрее чем 90% скорости, полученной при полетных испытаниях (в нашем случае 310 *км/час*).

Далее определяем согласно нормам прочности коэфициенты перегрузки при порыве ветра вверх со скоростью 4,6 *м/сек*:

$$\Delta n_{3a} = 0{,}29 \frac{V_{\max\max}}{\frac{G}{S}} A_6 \frac{4}{3 + \frac{6}{\lambda}} =$$

$$= 0{,}9 \frac{134{,}5}{60{,}5} 4{,}25 \frac{4}{3 + 0{,}87} \approx 2{,}82;$$

$$\Delta n_{3b} = 0{,}60 \cdot \Delta n_{1b} = 0{,}60 \cdot 4{,}3 = 2{,}7.$$

Как уже указывалось, большее приращение перегрузки дает порыв ветра, т. е. $n_3 = 1 + 2{,}82 = 3{,}82$.

Случай IV. Этот случай предусматривает порыв ветра вниз со скоростью 4,6 *м/сек*:

$$n_4 = 1 - \Delta n_{3a} = 1 - 2{,}82 = -1{,}82.$$

Случай V. Полет на спине. Для этого случая нормы прочности предусматривают: $\Delta n_5 = -0{,}5\,\Delta n_{1a}$ или $-0{,}25\,\Delta n_{1b}$, смотря по тому, какое из этих значений больше по абсолютной величине, и $n_5 = -1 + \Delta n_5$. В нашем случае $0{,}5\,\Delta n_{1a} = 1{,}5$ и $0{,}25\,\Delta n_{1b} = 1{,}07$. Следовательно, $n_5 = -1 - 1{,}5 = -2{,}5$ и соответствующая нагрузка на крыло будет $2{,}5 \cdot 60{,}5 = 151{,}2$ *кг/м*^{2}.

Случай VI. Планирование. По нормам прочности коэфициент c_{n6} должен браться в соответствии с $c_{t\,max}$ для действительной скорости планирования $V_{план}$. По этим же нормам берутся соответствующие нагрузки по хорде и моменты кабрирования, которые должны быть, конечно, подсчитаны для всех расчетных случаев и применены в расчете на прочность.

Для самолетов с закрылками крылья должны быть исследованы еще в трех дополнительных симметричных случаях полета VII, VIII и IX.

Некоторые несимметричные случаи полета и специальные случаи также отражены в нормах.

КОЭФИЦИЕНТЫ НАГРУЗКИ НА ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение, как и крыло, должно быть рассчитано на нагрузки при маневрах самолета и при порывах ветра в пределах требований, предъявляемых к данному самолету. Обычно для хвостового оперения скоростных самолетов расчетными оказываются нагрузки, возникающие при порывах ветра[1].

Нагрузки при маневрах принято определять (см. „Авиационный бюллетень“ № 7А и 26), исходя из среднего значения коэфициента нормальной силы c_n и скорости маневра V_p.

Современные требования (1938 г.) для маневренной скорости V_p следующие:

$$V_p = V_{min} + K_p(V_{max} - V_{min}),$$

где $K_p = 0{,}15 + \frac{2450}{G + 1500} > 0{,}5$ (больше 1 можно не брать). Если крыло имеет закрылки, то следует брать $V_{min\ закр}$ вместо V_{min}. c_n принимают равным 0,55 при нагрузке, действующей вниз; при нагрузке, действующей вверх, для горизонтальных хвостовых поверхностей 0,35, для вертикальных же 0,45; при этом удельная нагрузка должна быть больше 73 *кг/м*^{2} для горизонтальных поверхностей и больше 58,5 *кг/м*^{2} для вертикальных.

Пример. Найти нагрузку на хвостовое оперение самолета, показанного на фиг. 20, и использовать данные, приведенные на стр. 81.

Решение. Для $G = 1173$ *кг*, $S = 19{,}5$ *м*^{2}, $c_{y\,max} = 1{,}5$ находим $V_{min} = 91$ *км/час* $= 25{,}6$ *м/сек*.

На стр. 82 находим $V_{max} = 71$ *м/сек*.

---

[1] Это весьма спорное утверждение. *Прим. ред.*

Для $G = 1173$ *кг* $K_p = 0{,}15 + \frac{2450}{2673} \approx 1{,}07 > 1{,}00$; принимаем $K_p = 1{,}00$.

$$V_p = 25{,}6 + 1{,}00(71 - 25{,}6) = 71 \text{ м/сек.}$$

Следовательно, удельные эксплоатационные нагрузки, принимаемые для расчета, должны быть равны:

для горизонтального оперения

$$\frac{P_{\text{г.о}}}{S_{\text{г.о}}} = -0{,}55 \cdot \frac{1}{16} \cdot 71^2 = -175{,}5 \text{ кг/м}^2 \text{ (направлена вниз)}$$

и для вертикального

$$\frac{P_{\text{в.о}}}{S_{\text{г.о}}} = 0{,}45 \cdot \frac{1}{16} \cdot 71^2 = 143{,}5 \text{ кг/м}^2.$$

Вертикальное оперение рассчитывают на нагрузки от горизонтальных порывов ветра, подобно тому как крыло рассчитывают на нагрузки от вертикальных порывов. Ниже приведен вывод соответствующего уравнения. По уравнению (3) (стр. 77) изменение коэфициента подъемной силы Δc_y, вызванное горизонтальным порывом ветра скоростью w, для вертикального оперения с удлинением $\lambda_{\text{в. о}}$ при скорости самолета V равно:

$$\Delta c_y = A \frac{w}{V},$$

где (см. ТА, стр. 29) $A = \frac{2\pi\lambda_{\text{в. о}}}{\lambda_{\text{в. о}} + 2}$.

Так как общая нагрузка на вертикальное оперение $P_{\text{в. о}} = \Delta c_y q S_{\text{в. о}}$, то нагрузка на единицу площади вертикального оперения $\frac{P_{\text{в.о}}}{S_{\text{в.о}}}$ равна:

$$\frac{P_{\text{в. о}}}{S_{\text{в. о}}} = \Delta c_y q = \Delta c_y \frac{\rho V^2}{2}.$$

Подставляя в это выражение значение Δc_y, получаем:

$$\frac{P_{\text{в. о}}}{S_{\text{в. о}}} = \frac{w}{V} \frac{2\pi\lambda_{\text{в. о}}}{2 + \lambda_{\text{в. о}}} \frac{\rho V^2}{2} = \frac{\pi\rho\lambda_{\text{в. о}}}{2 + \lambda_{\text{в. о}}} wV. \quad (7)$$

Если $A = \frac{2\pi\lambda_{\text{в. о}}}{\lambda_{\text{в. о}} + 2}$ и $\rho = 0{,}125$ *кг · сек²/м⁴*, то $\frac{P_{\text{в. о}}}{S_{\text{в. о}}} = \frac{1}{16} AwV$, что в точности совпадает с уравнением, приведенным в нормах прочности. Для порывов ветра скоростью 9,15 *м/сек* (в условиях стандартной атмосферы) уравнение примет вид:

$$\frac{P_{\text{в. о}}}{S_{\text{в. о}}} = 3{,}6V \frac{\lambda_{\text{в. о}}}{2 + \lambda_{\text{в. о}}}. \quad (8)$$

При расчете на прочность вертикальных плоскостей хвостового оперения ДТ предписывает пользоваться уравнением (7) при $V = V_{max}$, причем для значения $\lambda_{\text{в. о}} < 2$ всегда надо прини-

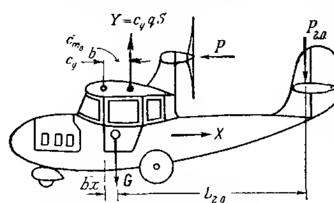
мать $\lambda_{в.\,о} = 2$. Таким образом уравнение (8) для большинства самолетов принимает вид:

$$\frac{P_{в.\,о}}{S_{в.\,о}} = 1{,}75 V_{max}.$$

Следовательно, для нашего примера:

$$\frac{P_{в.\,о}}{S_{в.\,о}} = 1{,}75 \cdot 71 = 125 \ кг/м^2.$$

В нашем примере нагрузка при маневрах 143,5 $кг/м^2$ превосходит нагрузку от порывов ветра. Поэтому расчет следует вести по этой нагрузке.



Фиг. 61. Схема расчета нагрузки на хвост для достижения равновесия.

Для горизонтального оперения нужно сложить полученные нагрузки с нагрузками, необходимыми для уравновешивания самолета на расчетной скорости. При полете на скорости, превышающей крейсерскую, уравновешивающая нагрузка на хвост обычно действует вниз (фиг. 61). Поэтому порыв ветра, действующий также вниз, вызывает максимальную нагрузку. Для равновесия необходимо, чтобы сумма моментов сил относительно ц. т. равнялась нулю.

Таким образом

$$P_{г.\,о} L_{г.\,о} = c_y q S b_{ср} \left(-\frac{c_{m0}}{c_y} - x \right) \tag{9}$$

и

$$\frac{P_{г.\,о}}{S_{г.\,о}} = (-c_{m0} - x c_y)\, q \, \frac{S}{S_{г.\,о}} \, \frac{b_{ср}}{L_{г.\,о}}.^{1} \tag{10}$$

Нагрузка при порыве ветра должна быть сложена с уравновешивающей нагрузкой, вычисленной по уравнению (10).

При встрече порыва ветра скоростью w, направленного вниз, с самолетом, летящим по горизонтали со скоростью V, изменение угла атаки крыла (в радианах) выражается уравнением: $\Delta\alpha = \frac{w}{V}$ (фиг. 57). Угол атаки хвостового оперения вследствие скоса потока изменяется меньше, чем угол атаки крыла. Соотношение между углом скоса потока и углом атаки выражается формулой:

$$\frac{de}{d\alpha} = \frac{4 - \frac{L_{г.\,о}}{3 b_{ср}}}{\lambda + 2},$$

[1] За положительный коэфициент момента здесь принят коэфициент момента при кабрировании. *Прим. ред.*

где $L_{г. о}$ — расстояние от ц. т. до ц. д. (фиг. 61);

λ — удлинение крыла самолета;

$b_{ср}$ — средняя хорда крыла.

Изменение угла атаки хвоста равио:

$$\Delta\alpha_{г. о} = \Delta\alpha - \frac{de}{d\alpha}\Delta\alpha = \frac{w}{V}\left(1 - \frac{de}{d\alpha}\right) = \frac{w}{V}\left(\frac{\lambda - 2 + \frac{L_{г. о}}{3b_{ср}}}{\lambda + 2}\right). \qquad (11)$$

Если иаклон кривой подъемной силы для хвостового опереиия равен $\frac{2\pi\lambda_{г. о}}{\lambda_{г. о}+2}$ (где $\lambda_{г. о}$ — удлииеиие горизонтальиого оперения), то

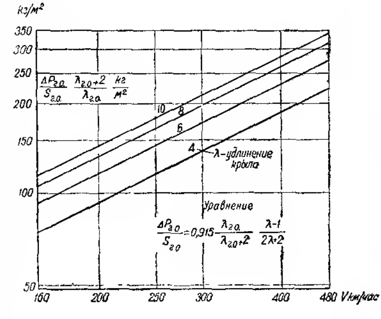
$$\Delta c_{y\,г. о} = \frac{2\pi\lambda_{г. о}}{\lambda_{г. о}+2}\,\frac{\lambda - 2 + \frac{L_{г. о}}{3b_{ср}}}{\lambda + 2}\,\frac{w}{V}. \qquad (12)$$

Удельная нагрузка, добавляемая при порыве ветра на хвостовое оперение, равна:

$$\frac{\Delta P_{г. о}}{S_{г. о}} = q\Delta c_{y\,г. о};$$

$$\frac{\Delta P_{г. о}}{S_{г. о}} = \frac{\pi\rho\lambda_{г. о}}{2+\lambda_{г. о}}\,\frac{\lambda - 2 + \frac{L_{г. о}}{3b_{ср}}}{\lambda + 2}\,wV. \qquad (13)$$

Величины, получеиные из формул (10) и (13), для определения максимальной удельной нагрузки на горизонтальное опереиие при порыве ветра должны быть просуммироваиы. В приведенном выше расчете влияние движення самолета за время перехода порыва ветра от крыла к хвосту не учитывают, но свя-заиная с этим ошибка обычно невелика (меньше 10%).



Фиг. 62.

Пример. Длина хвоста самолета, представлениого на фиг. 20, принимается равиой трем хордам; площадь горизонтального оперения — равной 15% площади крыла; удлинеиие горизонтального оперения 3,7; ц. т. находится на 28,5% с. а. х. Требуется найти удельную нагрузку иа горизонтальное оперение при порыве ветра, направлением вниз, скоростью 9,15 *м/сек* при полете на расчетной скорости планирования 384 *км/час* (107,5 *м/сек*).

Решение. Прежде всего по уравнению (10) вычислим удельную нагрузку на хвост, необходимую для уравновешивания самолета. При этом c_{m_0} принимаем, как и прежде, равным — 0,054[1]. Так как ц. т. находится на 28,5% с. а. х., а аэродинамический фокус — на 24,6% с. а. х., то $x = 28,5 - 24,6 = 3,9\%$ с. а. х.

Для $V_{\max\max} = 107,5$ *м/сек* имеем:

$$q_{\max\max} = \frac{1}{16} \cdot 107,5^2 = 715 \text{ кг/м}^2;$$

$$c_y = \frac{G}{qS} = \frac{60,5}{715} = 0,084;$$

$$\frac{S_{\text{г. о}}}{S} = 0,15; \quad \frac{L_{\text{г. о}}}{b_{\text{ср}}} = 3,0.$$

Отсюда:

$$\frac{P_{\text{г. о}}}{S_{\text{г. о}}} = (0,054 - 0,039 \cdot 0,084) \; \frac{715}{0,15 \cdot 3} = 81,5 \text{ кг/м}^2.$$

Подставив в уравнение (13) $\rho = {}^1/_8$ и $\lambda = 6,9$, получим:

$$\frac{\Delta P_{\text{г. о}}}{S_{\text{г. о}}} = \frac{\frac{\pi}{8} 3,7}{5,7} \frac{6,9 - 2 + 1}{6,9 + 2} \cdot 9,15 \cdot 107,5 = 163,5 \text{ кг/м}^2.$$

Общая удельная нагрузка на хвостовое оперение, следовательно, равна 245 *кг/м²*. Эта величина значительно превосходит ранее вычисленную маневренную нагрузку 175,5 *кг/м²*. Однако она слишком велика по сравнению с нормами. Хотя метод расчета для горизонтального оперения, основанный на учете нагрузки от порывов ветра, еще официально не принят, все же его следует применять для надежности во избежание разрушения оперения от порывов ветра при больших скоростях планирования[2].

ЗАДАЧИ

Задача 1. Определить для летающей лодки: а) эксплоатационные коэфициенты перегрузки крыла для случаев I—IV; б) удельную эксплоатационную нагрузку для вертикального хвостового оперения; в) эксплоатационную нагрузку для горизонтального хвостового оперения.

Данные этой лодки следующие: $G = 7484$ *кг*, $N = 2700$ *л. с.*, $l = 28$ *м*, $S = 95,0$ *м²*, профиль крыла NACA-2212, площадь эквивалентной пластинки 3,16 *м²*, расчетная максимальная скорость на уровне моря 265,5 *км/час*, удлинение вертикального хвостового оперения 1,2, удлинение горизонтального хвостового оперения 3,5, длина хвоста (т. е. расстояние от ц. т. до шарниров руля высоты) 8,5 *м*, ц. т. находится на 34% с. а. х.

---

[1] По нормам прочности необходимо брать c'_m, равный 0,01, причем c_m берется из продувки крыла (если возможно, то из продувки крыла с фюзеляжем); примем для нашего случая профиль серии 2400 и в ТА (см. стр. 192), находим $c_{m0} = -0,044$.

[2] Это весьма важное замечание. Как показало сравнение норм прочности различных стран для хвостового оперения, американскими нормами предусмотрены самые низкие нагрузки. Однако анализ расчетов на прочность ряда американских самолетов показал, что оперения этих самолетов выполнены с большими запасами прочности, так что фактическая прочность их соответствует требованиям норм прочности большинства стран. *Прим. ред.*

Задача 2. Найти для шестиместного самолета „Флитстер" те же коэфициенты *и удельные нагрузки, что и в задаче 1.*

Данные этого самолета следующие: $G = 2540$ *кг*, $S = 34{,}8$ $м^2$, $l = 15{,}2$ *м*, $N = 650$ *л. с., профиль* крыла Геттинген-398, $V_{max} = 273$ *км/час*, $\lambda_{в.\,о} = 1{,}4$, $\lambda_{г.\,о} = 2{,}7$, $L_{г.\,о} = 5{,}5$ *м*, $\frac{S_{г.\,о}}{S} = 0{,}12$, ц. т. находится на 27% с. а. х.

ЛИТЕРАТУРА

1. J. S. Newell, Rationalization of Load Factors for Airplanes in Flight, ASME Aeronautic Paper, 1931—1932.
2. R. V. Rhode, The Pressure Distribution over the Wings and Tail Surfaces of a PW-9 *Pursuit* Airplane *in Flight,* NACA Rep. № 364.
3. J. A. Roche, Proposed Method of Determining Design Tail Loads for Airplanes, Air Corps Information Circular № 650.
4. R. V. Rhode и E. E. Lundquist, Pressure Distribution over the Fuselage of a PW-9 Pursuit Airplane in Flight, NACA Rep. № 380.
5. R. V. Rhode, The Pressure Distribution over the Horizontal and Vertical Tail Surfaces of the F6C-4 Pursuit Airplane In Violent Maneuvers, NACA Rep. № 307.
6. S. D. Fahrney и W. C. Gilbert, Design Loads for Horizontal Tail Surfaces for Airplanes, Thesis, Mass. Inst. of Techn., 1930.
7. J. A Roche, Air Forces and Moments Acting on Airplanes, Material Division A. D. M. 1119. Wright Field, Dayton, Ohio, 1930.
8. J. H. Crowe, Load factors and stability Aircraft Engineering, август, 1936.
9. N. Scudder и H. Kirschbaum, Further measurements of normal accelerations on racing airplane, NACA TN № 556, 1936.
10. I. H. Crowe, Down gusts, Aircraft Engineering, май, 1937
11. R. V. Rhode, Data on gusts, Aircraft Engineering, июль, 1937.
12. R. V. Rhode, The gust-load problem, Aircraft Engineering, август, 1937.
13. R. V. Rhode, Gust loads on airplanes, SAE Journal, март, 1937.
14. D. Williams и I. Hanson, Gust loads on tails and wings, Report and Memoranda, № 1823, 1937.
15. H. A. Pearson, Pressure distribution measurement on an O-2H airplane in flight, NACA Rep. № 590, 1937.
16. R. V. Rhode, The Pressure Distribution over the Wings and Tail Surfaces on PW-9 Pursuit Airplane in Flight, NACA Rep. № 364, 1930.
17. D. Williams и I. Hanson, Gust loads on tails and wings, Reports and Memoranda, № 1823, 1937.
18. C. I. Wenzinger, Pressure distribution over NACA-23012 airfoil with an NACA external — airfoil flap, NACA Rep. № 614, 1938.
19. C. I. Wenzinger и W. B. Anderson. Pressure distribution over airfoils with Fowler flaps, NACA Rep. № 620, 1938.
20. C. J. Wenzinger и R. T. Jones, A study of Design Conditions for Tricycle Landing Gears, JAS, май, 1938.

ГЛАВА III

МАТЕРИАЛЫ И ПРОИЗВОДСТВО

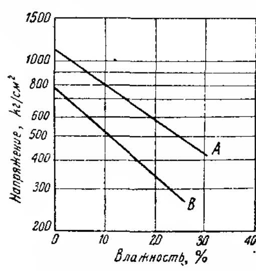
ВВЕДЕНИЕ

Основными материалами, применяемыми в самолетостроении, являются дерево, сталь и алюминиевые сплавы (главным образом, сплав ALCOA 17-ST, известный под названием дуралюмина).

Желательные свойства авиационных материалов следующие: 1) большая прочность, 2) малый вес, 3) долговечность, 4) низкая стоимость (включая стоимость производства самолетов из этих материалов).

СВОЙСТВА И ПОДГОТОВКА АВИАЦИОННОЙ ДРЕВЕСИНЫ

Если сорт дерева выбран верно и дерево это хорошо высушено, из него можно построить очень дешевый самолет. При применении защитных покрытий этот самолет будет стойким в эксплоатации и в жарком и в холодном климате.



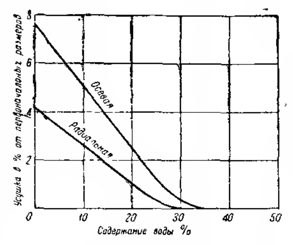
Фиг. 63. Изменение прочности спруса в зависимости от влажности.

A—временное сопротивление; *B*—предел упругости при изгибе.

Чтобы высушить авиационную древесину, применяемую в самолетостроении, ее обычно распиливают на доски толщиной 7,6 *см* (3 дюйма). Пиленый материал подвергают естественной сушке в штабелях или искусственной в сушильных камерах. В сухом климате пиленый материал совершенно высыхает и приобретает требуемую прочность в течение 12—18 мес. В сушилке авиационную древесину просушивают до установленной влажности, для того чтобы ее свойства более точно соответствовали предъявляемым требованиям.

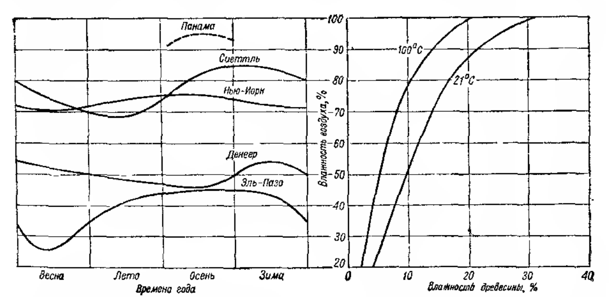
Свойства древесины сильно меняются в зависимости от степени ее влажности (фиг. 63 и 64). Влажность определяется взвешиванием древесины до и после сушки (при 100° в течение двух-трех дней). Влажность деревянных частей самолета зависит от температуры и влажности климата или ангара, где помещается самолет (фиг. 65 и 66).

В США самолеты обслуживают, главным образом, побережье Атлантического океана, район Великих озер и побережье Калифорнии. В этих местах влажность воздуха равна 70—80%, поэтому нет смысла сушить древесину для производства самолетов до влажности менее 15% [1].



Фиг. 64. График усушки спруса.

Иногда в государственных договорах оговаривается влажность 8—10%, но обычно в технических требованиях указывается влажность 15%. При этой влажности определяются механические качества древесины, которые сравниваются с качествами других материалов. В сухом климате деревянные самолеты весьма прочны, в тропических странах они не вполне надежны не только вследствие высокого содержания влаги в древесине, но также и потому, что в жарком и влажном климате дерево быстро разрушается, несмотря на защитные покрытия.



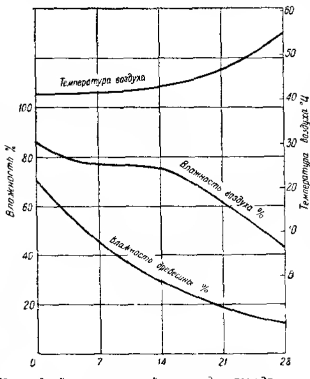
Фиг. 65. Средняя дневная влажность воздуха в различных местностях США.

Фиг. 66. Влажность древесины после длительной выдержки.

При просушивании авиационной древесины обычно пользуются диаграммой искусственной сушки (фиг. 67). Сушку можно ускорить, повышая температуру и понижая влажность в камере. При быстрой сушке дерево может растрескаться; на нем также может образоваться более твердый поверхностный слой. В последнем случае дерево обрабатывают паром в течение небольшого времени.

[1] Это указание во многих случаях справедливо и в отношении наших условий. *Прим. ред.*

Весовая плотность ходовых сортов дерева при влажности 15% и соответствующие механические качества приведены в приложении (стр. 280). Принимая отношение предела упругости при изгибе к весу единицы объема в качестве критерия выгодности применения дерева для самолетостроения, нашли, что для самолетостроения наиболее пригодно красное дерево (Центральная Америка); за ним идут хвойные деревья (ель, сосна и в особенности спрус). Винты, которые для уменьшения лобового сопротивления должны быть как можно тоньше, изготовляют из более прочных (но и более тяжелых) сортов дерева. Твердые сорта дерева также применяют для стоек коробки крыльев биплана. Эти части в основном подвергаются изгибу, поэтому лучшим мерилом качества дерева является прочность на изгиб и отношение модуля упругости к весу единицы объема.



Фиг. 67. График сушки авиадревесины.

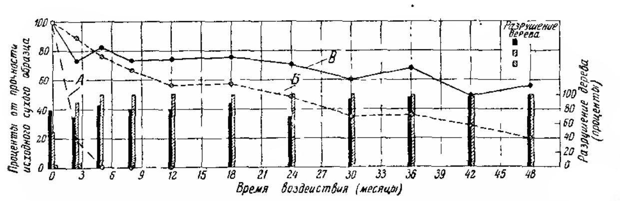
МЕТОДЫ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕРЕВЯННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В самолетных конструкциях деревянные детали обычно соединяют гвоздями и клеем (табл. 8).

Недавно найдено, что синтетические смолы (фенол-альдегид и Vingl ester) значительно превосходят приведенные в табл. 8 клеи по сопротивляемости атмосферным условиям и влажности (фиг. 68 — 70). Смолы эти не только могут быть использованы как внешние слои фанеры, но и могут вытеснить приведенные выше клеи в самолетных конструкциях там, где для соединения целесообразно применить нагревание и давление.

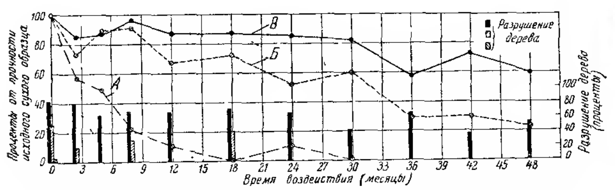
Прочность деревянного самолета зависит от качества клея. Соединения на клею никогда не применяются в тех местах, где могут быть растягивающие нагрузки.

Из всех сортов клея чаще всего применяют казеиновый. Обычно его закупают у поставщиков авиационных материалов в виде сухого порошка в пакетах. 1 *кг* такого клея смешивают с 2 *л* воды и перемешивают в течение получаса до получения однородной массы. Перемешанный клей обычно разбрызгивают по поверхности дерева в количестве 3 *кг* жидкого клея (1 *кг* сухого клея) на каждые 10 $м^2$. Склеиваемые соединения спрессовывают (фиг. 71) и оставляют в таком состоянии в течение нескольких часов (фиг. 72).



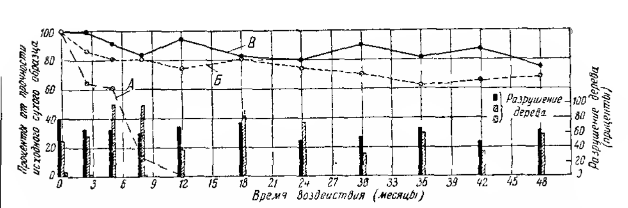
Фиг. 68. Степень разрушения склеенных соединений при продолжительном влиянии воздуха относительной влажности, равной 97%.

А—казеиновый клей; Б—альбуминовый клей, В—синтетическая смола.



Фиг. 69. Степень разрушения склеенных соединений при повторяющемся цикле двухдневного намачивания с последующей 12-дневной сушкой.

А—казеиновый клей; Б—альбуминовый клей; В—синтетическая смола.



Фиг. 70. Степень разрушения склеенных соединений при повторном цикле двухнедельного 97%-ного увлажнения с последующим двухнедельным 30%-ым увлажнением.

А—казеиновый клей; Б—альбуминовый клей; В—синтетическая смола

Таблица 8

Свойства клеев, применяемых в самолетостроении[1]

Наименование клея / Характеристика клея	Казеиновый	Кровяной альбуминовый	Желатиновый (необработанный)
Прочность сухого (высохшего) слоя[2]	От очень высокой до высокой	От высокой до низкой	Очень высокая
Прочность сырого слоя (после размокания в воде в течение 48 час.)[3]	Около 23—30% от прочности сухого; изменяется в зависимости от сорта	50—100% от прочности сухого	Очень высокая
Стойкость при 100%-ной относительной влажности или продолжительном пребывании в воде	Окончательно разрушается; скорость разрушения меняется в зависимости от сорта	Медленно разрушается, но со временем наступает полное разрушение	Быстро разрушается
Скорость высыхания	Быстрая	Очень быстрая при нагревании	Быстрая
Срок годности приготовленного клея[4]	От нескольких часов до одного дня	Несколько часов	4 часа
Консистенция размешанного клея	От средней густоты до густого; незначительно изменяется в зависимости от температуры	От жидкого до густого; незначительно изменяется в зависимости от температуры	От жидкого до очень густого в зависимости от температуры
Требуемая температура помещения при склеивании	Не имеет значения	Большинство сортов клея требует нагрева для высыхания	Регулирование температуры клея, воздуха и дерева имеет существенное значение

[1] Только для сортов клея, отвечающих авиационным техническим требованиям.

[2] Определяется, главным образом, на основании результатов испытания соединений.

[3] По результатам испытаний фанеры на прочность.

[4] Этот срок определяется временем порчи клея. Клей, подогреваемый в течение 4 час., нельзя применять для авиационных конструкций.

Наименование клея / Характеристика клея	Казеиновый	Кровяной альбуминовый	Желатиновый (необработанный)
Смешивание и способ применения	Смешивается в холодном состоянии с водой; применяется в холодном состоянии; намазывается ручным способом или при помощи механических разбрызгивателей		Намачивается в воде и распускается; применяется в теплом состоянии; намазывается ручным способом или при помощи механических разбрызгивателей
Тенденция к образованию пены	Небольшая в неперемешанном состоянии	От небольшой до сильной	Обычно небольшая
Тенденция к окрашиванию дерева	Для некоторых сортов дерева очень сильная	Отсутствует за исключением того, что темный клей может быть виден в тонкой фанере на просвет	Никакой или очень малая
Затупление инструмента	От среднего до сильного	Небольшое	Среднее
Кроющая способность [1]			
Крайние пределы [2]	7,2 — 16,5	6,2 — 20	4,1 — 11,5
Обычные	8,2 — 12,5		5,1 — 7,2

Прочность соединения на срез обычно принимается по техническим условиям равной 200 *кг/см*².

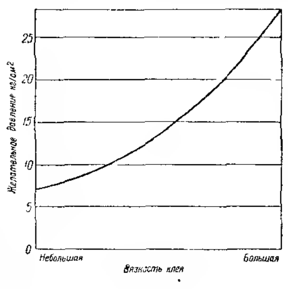
Фанеру применяют для полов, нервюр, обшивки крыльев и фюзеляжа Для стенок коробчатых лонжеронов обычно применяют двухслойную фанеру из красного дерева толщиной 3 *мм*, а для обшивки крыльев — трехслойную березовую фанеру толщиной 1,5 — 2,4 *мм*.

В США 1 *м*² трехслойной и пятислойной фанеры шириной до 0,9 *м* стоит от 0,50 до 1 долл.; трехслойной фанеры из спруса толщиной 1,4 *мм* и шириной 1,35 *м* 2,2 долл.; березовой фанеры толщиной 8 *мм* (для обшивки пола) 4,3 долл.

[1] Выражается в квадратных метрах покрытия в один слой на 1 *кг* сухого клея для тонких листов дерева.

[2] На основании данных фирм, изготовляющих различные торговые материалы.

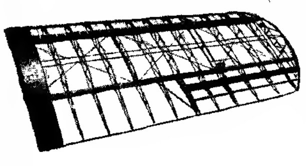
Болты. Металлические узлы крепят к деревянным лонжеронам болтами. При болтах высокого качества (стандарты AN) скорее наступает разрушение дерева (смятие), чем разрушение болта (срез). Для увеличеиия опорной поверхности такнх болтов применяют дуралюминовые трубки (ляйнеры). Прочность болтов в спрусе и соответствующие коэфнциенты для березы и клена приведены в приложении (стр. 324—325).



Фиг. 71. Желательное давление при склейке.

Фиг. 72. Прочность соединения на срез в зависимости от времени склеивания.

Деревянные крылья для бипланов и монопланов с расчалкамн обычно изготовляют с двумя прямоугольными деревянными лонжеронами, например, для 3-местного биплана высотой 125 *мм* и шириной 27 *мм*, поясами лонжеронов, склееннымн из трех брусков каждый, размером 125×9 *мм*. Нервюры выполнены ферменного типа с фанерными косынками нз спруса (фнг. 73).



Фиг. 73. Типовая конструкция крыла с деревянными лонжеронами.

Такие крылья имеют лакированную полотняную обшивку. Для свободнонесущих монопланов признана необходимой фанерная обшивка, создающая достаточную жесткость на кручение для устранения флаттера крыла.

Ориентировочно стоимость материалов и рабочей силы (из расчета 50 центов за 1 чел.-час, если нет других указаний) для типнчного крыла моноплана с подкосами или расчалками с размахом 10 *м* н хордой 1,2 *м* приведена в табл. 9.

Крылья указанного типа обычно продаются авиационными заводами по цене 400—800 долл. Очевидно, расходы этих заводов

непосредственно на труд и материалы значительно меньше, чем указано в *табл.* 9. Согласно фиг. 48 при изготовлении трех крыльев в неделю стоимость рабочей силы составляет 100 *долл.*, а при изготовлении 15 крыльев — 50 *долл.*

Таблица 9

Стоимость материала и рабочей силы на изготовление деревянного крыла с полотняной обшивкой

Наименование	Общая стоимость долл.
Лонжероны (2 шт., окончательный вес 27 *кг*)	40
Спрус неразрезанный	15
Клей и склеивание	15
Строгание и обрубка (20 чел.-час.)	10
Нервюры (40 *шт.*, 40 центов на нервюру)	16
Древесина, фанера, гвозди и клей	4
Прибивание гвоздями и склеивание (24 чел.-час.)	12
Передняя кромка и материалы для концов крыла (готовые к сборке)	9
Элероны (материалы, соединения, изготовление)	20
Соединения (листовой материал, изготовление)	10
Стойки и расчалки (материал, изготовление)	10
Сборка каркаса (70 чел.-час.)	35
Общая стоимость необшитого крыла без баков	140
Обшивка и покрытие лаком	70
Полотняная ткань (27,5 *м*)	10
Кройка и шитье полотнищ (20 чел.-час.)	10
Обтяжка каркаса (20 чел.-час.)	10
Лак (материал для пяти покрытий)	16
Покрытие лаком (48 чел.-час.)	24
	210

Стоимость свободнонесущего обшитого фанерой крыла приблизительно такого же размера, как и рассмотренное выше, значительно больше. Лонжероны таких крыльев обычно изготовляют коробчатыми, крыло делают трапецевидным. Стоимость нервюр повышается в три раза отчасти потому, что в этом случае требуется большое количество шаблонов. Для увеличения прочности фанерной обшивки обычно необходимы стрингеры, имеющие в сечении около 1,5 *см*² (подобно применяемым в металлическом крыле). Стоимость фанеры равна 2,15 *долл.* за 1 *м*², а стоимость полотняной обшивки 30 центов; при обшивке фанерой требуется затратить труда в три раза больше, чем при обшивке полотном. Таким образом стоимость свободнонесущего крыла, обшитого фанерой (рабочая сила и материалы), равна 400—450 *долл.* вместо 210 *долл.* для крыла с полотняной обшивкой.

ТЕХНОЛОГИЯ И СВОЙСТВА АВИАЦИОННЫХ СТАЛЕЙ

Удельный вес стали в 15—20 раз больше удельного веса дерева, но так как ее прочность в 15—20 раз выше прочности дерева, то при изготовлении многих частей самолета ее предпочитают дереву. Для элементов, работающих на растяжение,

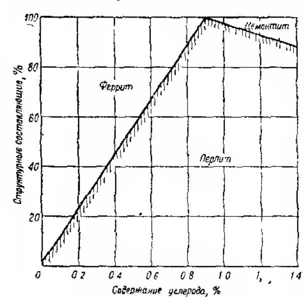
применяют почти исключительно стальную проволоку или прутки. Значительная часть фюзеляжей самолетов изготовляют из стальных труб и почти все небольшие соединительные части — из стальных листов.

Общество автомобильных инженеров (SAE) разработало цифровую систему обозначений различных сортов сталей. Обозначение составляется из четырех или пяти цифр, например 4130. Первая цифра указывает на присутствие в сплаве основного элемента (так, 4 обозначает молибден); вторая цифра — приблизительное содержание (в процентах) преобладающего вещества в сплаве, а последние две цифры — содержание углерода в сотых долях процента. Таким образом сталь SAE-4130 означает молибденовую сталь с содержанием 1% молибдена и 0,30% углерода.

Обозначения присадок, входящих в состав специальных сталей по SAE

Углерод	1	Хром-ванадий	6
Никель	2	Вольфрам	7
Никель-хром	3	Кремний	8
Молибден	4	Марганец	9
Хром	**5**		

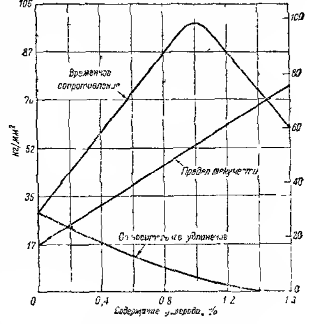
В *углеродистых сталях*, медленно охлажденных после плавки (нормализованные стали), при исследовании под микроскопом обнаруживается кристаллическая структура, состоящая из зерен различной величины. В сталях с небольшим содержанием углерода обнаруживается *феррит*, т. е. структура, состоящая, главным образом, из зерен чистого железа. Высокоуглеродистые стали имеют полосы твердого карбида железа (Fe_3C) или *цементит*. Структура стали со средним содержанием углерода представляет, главным образом, мелкозернистую смесь феррита и цементита, называемую перлитом (фиг. 74 и 76)



Фиг. 74 Структура углеродистой стали.

Закаленная сталь (нагретая, а затем быстро охлажденная) приобретает кристаллическую структуру из мелких иглообразных зерен мартенсита и перлита (называемого также *сорбитом*, когда он получается в результате термической обработки); чем быстрее проходит охлаждение, тем больше мартенсита в структуре стали (фиг. 76). Обычно стали охлаждают быстрее, чем следует (например при закалке в воде), и затем отжигают их, вторично нагревая до температуры, близкой к критической, и медленно охлаждая.

Присадка никеля к стали замедляет образование фаз, вследствие чего никелевая сталь, охлажденная на воздухе, имеет те же свойства, что и углеродистая сталь, закаленная в воде. Специальные стали часто охлаждают в масле и затем отжигают. Физические свойства стали, получающиеся в результате подобной термической обработки, можно предсказать с большой точностью.

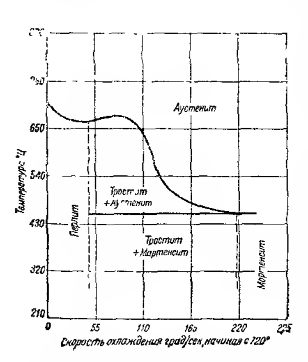


Фиг. 75. **Физические свойства** углеродистых сталей.

Свойства углеродистой и специальных сталей различных сортов по номенклатуре SAE, рекомендуемые для иих виды термической обработки и механические качества приведены в приложении (стр. 298—299).

В самолетостроении чаще всего применяют мягкую углеродистую сталь SAE-1025 в виде листов, из которых изготовляют соединительные части. Листы режут ножовкой, сверлят на сверлильном станке и изгибают в холодном состоянии по шаблонам.

Единственным видом термической обработки этой стали является отжиг (нагревание до температуры выше нижней критической точки и медленное охлаждение для устранения напряжений, возникающих в результате холодной обработки).



Фиг. 76. Влияние скорости охлаждения на структуру углеродистой стали с содержанием 0,45% углерода.

Предел текучести и временное сопротивление стали SAE-1025 равны 25 и 46 *кг/мм²*. При проектировании разрешается допускать соответственно 17,5 и 39 *кг/мм²*. Трубы из этого материала иногда применяют для изготовления сварных фюзеляжей, но чаще всего фюзеляжи изготовляют из хромомолибденовой стали SAE-4130, выдерживающей бо́льшие напряжения. Конструкции из этой стали имеют меньший вес.

Действительный предел текучести и временное сопротивление стали SAE-4130, охлажденной на воздухе, равны 42 и 67 *кг/мм²*. Эта же сталь, термически обработанная, имеет предел текучести и временное сопротивление, соответственно равные 77 и 91 *кг/мм²*. Напряжения, допускаемые при проектировании, равны 35 и 63 *кг/мм²* для труб, непосредственно доставленных с завода. В случае сварных фюзеляжей из стали SAE-4130, не подвергающихся термической обработке после сварки, предел текучести и временное сопротивление материала принимают не выше 32 и 56 *кг/мм²*.

В самолетостроении также применяют стали с высоким содержанием хрома (нержавеющие). Наиболее широкое распространение имеет сталь 18-8 (по номенклатуре USN-CRS-1). Применяя эти стали, можно достичь большой стойкости конструкции против коррозии, но вес ее значительно увеличится. Некоторые недавно построенные крылья из нержавеющей стали успешно выдерживают сравнение с дуралюминовыми по стоимости и по удельной прочности.

ТЕХНОЛОГИЯ И СВОЙСТВА АВИАЦИОННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Многие современные самолеты изготовляются из алюминиевых сплавов, главным образом, из дуралюмина 17-ST. Авиационные конструкции, изготовленные из дуралюмина, легче, чем такие же конструкции из стали SAE-4130, но не легче конструкций из стали SAE-6130, термически обработанной. Стоимость дуралюмина приблизительно в три раза выше, чем стали SAE-4130, но все же она достаточно низка для того, чтобы дуралюмин мог успешно конкурировать со сталью при изготовлении транспортных самолетов.

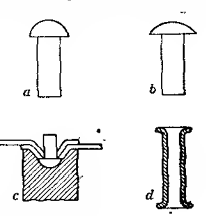
А л ю м и н и й получается электролизом раствора окиси алюминия Al_2O_3. Окись алюминия получают из боксита (алюминиевая руда; приблизительно 60% AlOH, 25% FeO и 15% SiO_2) путем раздробления, нагревания (кальцинирования), измельчения, просеивания и растворения в NaOH (процесс Бейра), после чего обрабатывают AlOH для осаждения Al_2O_3. Алюминий может быть также получен из криолита AlF и NaF. Большие залежи криолита были найдены лишь в Гренландии и на Урале. Алюминий можно найти почти в любом месте в виде каолина, являющегося основной составной частью обыкновенной глины (Al_2O_3, $2SiO_2$, $2H_2O$), но стоимость получения алюминия из каолина до сих пор еще высока.

Д у р а л ю м и н получается из печей в пластическом состоянии и должен быть соответствующим образом охлажден для достижения прочности, необходимой по техническим требованиям. Листовой дуралюмин необходимо термически обрабатывать, чтобы он приобрел высокую прочность. В течение последних двух лет в области авиационных конструкций сплав 24-ST как более прочный вытеснил широко применявшийся сплав 17-ST (4% Cu и 0,5% Mg).

Сплав 24-ST имеет предел текучести приблизительно на 20% выше, чем сплав 17-ST, но предел упругости его тот же, и если увеличивается, то весьма незначительно. Стоимость листового дуралюмина в настоящее время равна 97 центам за 1 *кг* (наиболее толстые листы)[1]. Различие в цене сплавов 24-ST и 17-ST составляет примерно 10%. Самолет, изготовленный из сплава 24-ST, имеет ту же стоимость, но при меньшем весе, чем самолет, изготовленный из сплава 17-ST.

МЕТОДЫ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

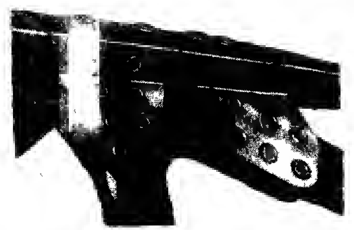
Металлические части самолета обычно или соединяют болтами, или склепывают, или сваривают. Болты применяют лишь в тех местах, где может потребоваться разъединение частей, так как болты тяжелее и дороже заклепок.



Фиг. 77: Типы заклепок и пистона.

Заклепки. В настоящее время наиболее широко распространенным видом соединения металлических частей является клепка. В местах, не обдуваемых воздушным потоком, ставят заклепки с полукруглой головкой (фиг. 77, *a*). На обдуваемых деталях ставят заклепки с низкой головкой (фиг. 77, *b*) или потайные (фиг. 77, *c*). Листы соединяют со стальными трубами (фиг. 78) пистонами (фиг. 77, *d*). Как правило, дуралюминовые заклепки применяют при клепке дуралюминовых частей, а стальные — при клепке стальных частей.

Правила клепки, опубликованные Юнгером и Уордом в книге „Производство и ремонт самолетов"[2], сводятся к следующему:



Фиг. 78. Соединение дуралюминовых труб пистонами.

1. Все дыры просверливать, а не пробивать.
2. Дуралюминовые заклепки термически обрабатывать до постановки и ставить на место в течение получаса после термической обработки.
3. Головке заклепки придавать правильную форму и не слишком затягивать заклепку.
4. Перед постановкой заклепки покрывать битумным лаком хорошего качества для предохранения от коррозии.

---

[1] Эти данные относятся к концу 1935 г. *Прим. ред.*

[2] Jounger и Ward, Airplane Construction and Repair, McGraw-Hill, 1931.

5. Все неровно просверленные дыры чисто развертывать до большего размера (но не пробивать пробойником) и вставлять в них заклепки большего диаметра.

6. Диаметр заклепки должен соответствовать диаметру отверстия, чем предупреждается возникновение дополнительных напряжений в других заклепках.

7. Листы собирать на небольших контрольных болтах, пригнанных по отверстиям.

8. Отверстия для заклепок размещать на равных расстояниях.

9. Заклепки располагать не ближе, чем иа расстоянии полутора их диаметров от края или конца листа.

10. Два соседних ряда заклепок ставить друг от друга на расстоянии не менее двух их диаметров.

11. Во всех случаях подбирать размер заклепок в соответствии с толщиной листа.

12. Применять накладки толщииой не меньше толщины основного листа.

13. Никогда ие допускать работы заклепок на растяжение.

Стоимость клепки в США обычно равна 4—5 центам за заклепку, включая накладиые расходы, хотя стоимость самой заклепки составляет менее 0,2 цента. Цельиометаллический самолет полетиым весом 2250 *кг* может иметь до 100 000 заклепок, причем клепка такого самолета будет стоить 4000—5000 долл. Самолет полетным весом около 900 *кг* (фиг. 20) нельзя обшивать дуралюмином, если он должен стоить ниже 1000 долл., так как стоимость его клепки составляет примерно 800 долл. (40 000 заклепок по 2 цента каждая).



Фиг. 79. Заклепка Томсона.

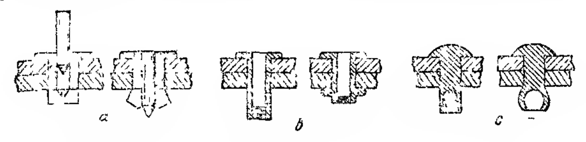
Стоимость клепки может быть значительно снижена при применеиии клепальных машии. Заклепки Томсоиа (фиг. 79) можно ставить до 30 шт. в минуту в предварительно просверленные отверстия при помощи клепальной машииы его коиструкции. Эту машину применяют при агрегатной сборке находящихся сейчас в производстве военных самолетов.

Клепку машиной с загрузочной воронкой (feed-hopper), которая также пробивает и отверстия под заклепки, стали широко применять на заводе Пайпера при производстве нервюр.

Этот метод, вероятио, более дешев; соединения при его примеиении получаются более прочными, чем при точечной сварке. Он может получить широкое распространеиие после того, как будет успешно применен и на других деталях. Фирма Engineering Research C° изготовляет для авиапромышленности большие дыропробивные и клепальиые машины с загрузочной воронкой.

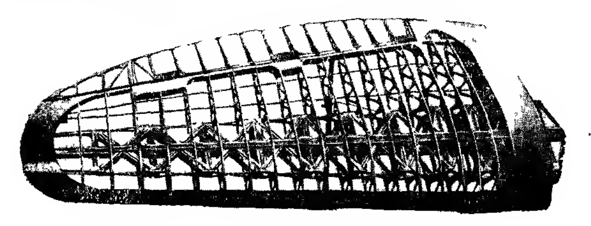
В настоящее время имеется несколько типов заклепок, не требующих „поддержки" с другой стороны при образовании головки, и некоторые из них обходятся не дороже, чем обычиые заклепки. На фиг. 80 показаны три типа заклепок. Заклепки Айсмана (Iseman) ставят при помощи пробойиика. Эта операция

сьма проста и дает хорошие результаты при клепке толстой обшивки. Заклепки фирмы Гудрич „Ривнат“ (Rivnut) устанавливают при помощи зажимного винта; чтобы они не проворачивались, на них должен быть специальный выступ, а в заклепочном отверстии должна быть впадина. Однако этими заклепками



Фиг. 80. Типы заклепок, не требующих поддержки при клепке.
a—заклепка Айсмана; *b*—заклепка Гудрич „Ривнат“, *c*—взрывная заклепка Хейнкель.

нельзя сделать водонепроницаемое или герметическое соединение. Взрывные заклепки[1] лучше в этом отношении, но зато они корродируют от продуктов сгорания. Однако, как сообщают, после испытаний различных взрывателей опасность коррозии уже устранена.



Фиг. 81. Конструкция однолонжеронного крыла моноплана Лоррен-Анрио-130.

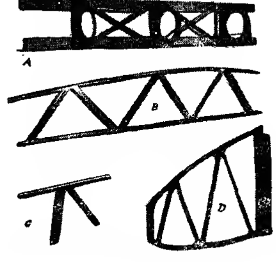
На практике такая заклепка зажигается раскаленным железом прикладываемым к ее головке. Эти заклепки трудно удалять, но применение их открывает новые возможности для улучшения конструкции крыльев, поэтому они, вероятно, будут широко использованы в практике самолетостроения.

Точечная сварка (или сварка сопротивлением) с успехом была применена взамен клепки конструкций из нержавеющей стали (фиг. 81). Точечная сварка с таким же успехом была применена для сварки дуралюминовых листов[2]. Для получения

[1] Имеются в виду заклепки, головка которых создается под давлением газов, *образующихся при сгорании специального заряда, находящегося в* заклепке. Этот вид клепки весьма удобен для труднодоступных мест и для ремонта.

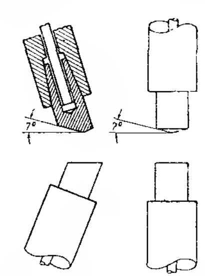
[2] См. ст. D. J. Bohn, „Aviation“, август, 1934.

удовлетворительного шва при точечной сварке дуралюмина, листы необходимо плотно прижать друг к другу (вполне достаточно давление 1,8 *кг* на каждые 0,01 *мм* толщины листа) и пропустить через электроды (фиг. 83) и листы сильный ток низкого напряжения в течение очень короткого промежутка времени.



Фиг. 82. Детали конструкций из нержавеющей стали, сваренной точечной сваркой.

A—лонжерон элерона; *B*—нервюра; *C*—узел нервюры; *D*—нервюра передней кромки крыла.



Фиг. 83. Электроды для точечной сварки.







Фиг. 84. Разрез сварочного шва, полученного при сварке круглыми электродами двух листов алюминиевого сплава толщиной 1,25 мм (увеличено).

Листы можно также сваривать роликовой сваркой (фиг. 84). Прочность правильно выполненных роликовых сварных швов почти равна прочности однорядных клепаных швов. Обычно

прочность сварных соединений составляет 40—50% крепости материала, в то время как прочность хороших клепаных соединений равна 70—80% крепости материала[1].

При сварке сопротивлением затрачивается значительно меньше труда и материалов, чем при клепке, однако, накладные расходы (в которые входит и стоимость сварочного оборудования) при этом выше. Стоимость рабочей силы и материалов (включая замену электродов после каждых 100 точек) была вычислена Фладером (табл. 10) и по его подсчетам равна приблизительно 0,1 цента за точку. В эту стоимость не включены расходы на установку и предварительное крепление листов болтами, поэтому совершенно очевидно, что стоимость точечной сварки, по Фладеру, будет выше стоимости клепки.

Таблица 10

Стоимость клепаных и точечных сварных швов

(по Фладеру)

Части самолета	Размер заклепки		Число чел.-час. на 1 заклепку[2]	Стоимость заклепки в центах[3]	Число сварочных точек в минуту	Число чел.-час. на 4 точки[4]	Стоимость 4 сварочных точек в центах	Отношение стоимости заклепки к стоимости сварочной точки
	дюйм	*мм*						
Днище корпуса лодки	$^3/_{16}$	4,8	0,0493	4,93	40	0,00166	0,166	29,7
Лонжероны ферменного типа	$^3/_{16}$	4,8	0,0694	6,94	10	0,00664	0,664	10,5
Монококовый фюзеляж	$^1/_{16}$	1,6	0,0446	4,46	40	0,00166	0,166	26,8

В обычной металлической конструкции самолета многие места недоступны для электродов любой сварочной машины. В среднем 80% соединений заклепками может быть заменено точечными швами. Эту величину можно было бы увеличить до 95%, если приспособить сварочную машину для данной конструкции самолета. Стоимость целиком клепаной конструкции может быть в три-четыре раза выше стоимости изготовления конструкции, частично клепаной и частично сваренной. Однако для получения этой экономии требуется затратить около 3000 долл. на оборудование (6000 чел.-час.). При стоимости клепки до 5000 долл. экономии получить нельзя. Стоимость точечной сварки правильней сравнивать со стоимостью машинной клепки.

Газовая и дуговая сварки широко применяются для соединения стальных труб, стальных и алюминиевых листов. Фюзеляжи большинства самолетов изготовлены из стальных

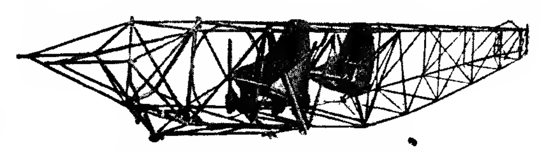
[1] Прочность хорошего сварного шва тоже может быть доведена до 70—80% крепости материала. *Прим. ред.*

[2] Сверление, установка и расклепывание головки.

[3] По цене 1 долл. на 1 чел.-час, включая накладные расходы.

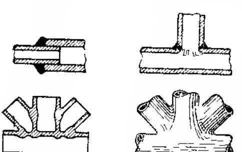
[4] Равно времени на постановку одной заклепки.

труб при помощи газовой сварки (фиг. 85, 86, 87). Обязательные условия, иеобходимые для получеиия хороших свариых швов, указаиы Юигером, Уордом и Джонсоиом[1]. Уорд указы-



Фиг. 85. Сварная конструкция фюзеляжа.

вает иа то, что при газовой сварке присадка плавится, а материал у свариого шва отпускается, поэтому допускаемые иапряжеиия около сварного шва умеиьшаются (табл. 64, третья строка).



Фиг. 86. Сварка стальных труб.

Оборудоваиие для ацетилеиовой сварки стоит 60 долл. Стоимость материала и рабочей силы, иеобходимых для изготовлеиия сварного стальиого фюзеляжа (фиг. 85), определяется в 150 долл. из расчета 50 цеитов за 1 чел.-час (июнь, 1934). В эту стоимость ие включена стоимость стапеля, сидеиия и управлеиия.

Указаииое выше время взято с большим запасом. Накладные расходы, включая ареидную плату, стоимость стапеля, ииструмеита и сварочного оборудоваиия, составляют от 100 до 300% в зависимости от количества изготовляемых фюзеляжей.

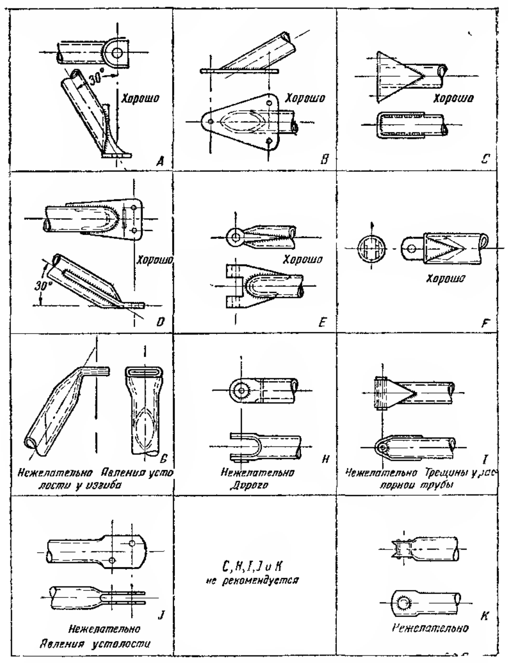
Таблица 10а

Расчетная стоимость материала и рабочей силы для изготовления сварного стального трубчатого фюзеляжа

Наименование	Стоимость, долл.
Материал	
Трубы из стали SAE-4130 (весом 115 *кг* по 30 центов за 1 *кг*) . .	75
Газ для сварки (два баллона, наполненные наполовину)	10
Изготовление	
Резка труб (160 резок пожовкой, 16 чел.-час.)	8
Заделка концов напильником (36 чел.-час)	18
Установка и выравнивание элементов по шаблону (20 чел.-час.) .	10
Закрепление стальных соединений (16 чел.-час.)	8
Окончательная отделка сварных соединений (40 чел -час.)	20
Снятие фюзеляжа со стапеля, очистка его (2 часа) . .	1
Всего . . .	150 долл

[1] Jounger, Ward и Johnson, Airplane Welding, Goodheart-Willcox, Chicago, 1929.

Металлические крылья обычно изготовляют из прессованных дуралюминовых профилей (стр. 281—282 и 300—301). Иногда лонжероны изготовляют из стальных труб (фиг. 89 и 90).



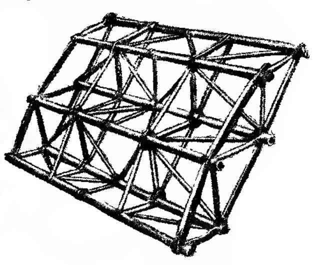
Фиг. 87. Желательные и нежелательные типы болтовых соединений для стальных труб.

Металлические свободнонесущие крылья для придания им достаточной жесткости на кручение обычно покрывают листовым дуралюмином (фиг. 91) или снабжают элементами жесткости или стрингерами, сделанными из листового материала (предпочтительно из гофрированного дуралюмина) и покрытыми полотняной обшивкой (как на фиг. 90). Многолонжеронное крыло самолета Юнкерс Ju-60 (фиг. 89) и однолонжеронное крыло самолета Лоррен-Анрио-130 (фиг. 81) приобретают жесткость на кручение благодаря диагональным расчалкам.

Дуралюминовые или стальные листы и трубы, применяемые для изготовления металлических свободнонесущих крыльев, стоят не дороже, чем спрус и фанера, из которых изготовляются

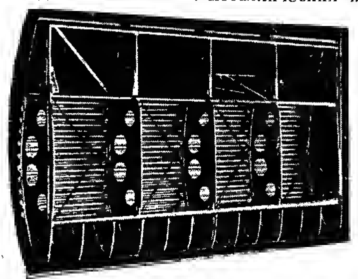


Фиг. 88. Конструкция крыла, разработанная материальным отделом воздушного корпуса США.



Фиг. 89. Трубчатая стальная конструкция крыла Юнкерс.

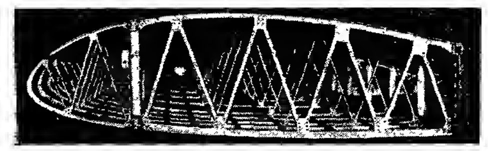
деревянные свободнонесущие крылья, однако, при современных методах изготовления металлических крыльев стоимость металлического крыла повышается. Цельнометаллическое свободнонесущее крыло клепаной конструкции из дуралюмина может стоить в три раза дороже, чем деревянное крыло. Например, стоимость материала и рабочей силы в случае металлического крыла, аналогичного указанному в табл. 9, равна 1200 долл., в то время как стоимость деревянного свободнонесущего крыла равна лишь 400 долл. Большую часть дополнительных расходов составляет расход на клепку листов металлической обшивки. Металлическое крыло из гофрированного дуралюмина с полотняной обшивкой и расчалками, работающими на растяжение, сходное с крылом фиг. 90, повидимому, можно изготовить при меньшей затрате средств, чем крыло с фанерной обшивкой, однако, в настоящее время мы не располагаем данными стоимости такого крыла.



Фиг. 90. Конструкция крыла самолета Nicholas-Beazley NB-4.

Лонжерон и верхняя поверхность из гофрированного дуралюмина.

Сравнечие материалов. Для выбора материала, нанболее пригодного для изготовления какой-ннбудь части самолета, необходимо, чтобы в технических условиях имелись точные указания о желательных свойствах самолета. В большннстве технических условий указывается, что велнчина (полезная нагрузка) ×



Фиг. 91. Конструкция крыла самолета Боинг-247.

× (километры), прнходящаяся на 1 долл. стоимости самолета, является мерилом выгодности применения данного материала или даиного типа конструкции по сравнению с другим материалом или типом конструкции (для самолета с определенной силовой установкой и определенных габаритных размеров).

Различиые свойства дерева, дуралюмина и стали, примеияемых в самолетостроеиии, приведены в табл. 11. По этой таблице определяется коэфициеит веса конструкции.

Таблица 11

Сравнение свойств разлнчных материалов, прнменяемых в самолетостроении

Свойства материала	Спрус, влажность 15%	Дуралюмин 24-ST	Сталь SAE-4130	Сталь SAE-3435
Удельный вес γ, *кг/мм³*	$0{,}43\frac{1}{10^6}$	$2{,}8\frac{1}{10^6}$	$7{,}85\frac{1}{10^6}$	—
Модуль упругости E, *кг/мм²*	910	7350	20 300	—
Предел текучести (остаточная деформация 0,002, *кг/мм²*)	4 35	28	42	91
Временное сопротивление R, *кг/мм²*	6 6	42,7	66 5	108,5
$R_1 = \frac{\text{модуль упругости}}{\text{удельный вес}} = \frac{E}{\gamma}\frac{1}{10^3}$	$2{,}16\cdot10^6$	$2{,}62\cdot10^6$	$2{,}58\cdot10^6$	—
$R_2 = \frac{\text{предел текучести}}{\text{удельный вес}} = \frac{\sigma_{\text{тек}}}{\gamma}$	$10\cdot10^6$	$10\cdot10^6$	$5{,}35\cdot10^6$	$11{,}6\cdot10^6$
$R = R_1 + R_2$	$12{,}16\cdot10^6$	$12{,}62\cdot10^6$	$7{,}93\cdot10^6$	$14{,}18\cdot10^6$
Коэфициент веса конструкции $\frac{10^8}{R}$	8 25	7 9	12,6	7,05
Стоимость материала на сентябрь 1934 г., *долл/кг*	0 33	1,32	0,66	1,32
Стоимость рабочей силы на сентябрь 1934 г., *долл/кг*	4,4	7,05	3,08	10,6
Коэфициент стоимости конструкции, долл.	39	66	47	84

За период между сентябрем 1934 г. и июнем 1938 г. стоимость материалов возросла на 10%, а рабочей силы на 20%, однако приведенные выше цифры являются для сравнений достаточио точными.

Элементы конструкции самолета, работающие на растяжение и изгиб, рассчитывают по пределу текучести, многие же элементы, работающие на сжатие, рассчитывают по формуле Эйлера (на устойчивость). Оценка по отношениям прочности к весу и жесткости к весу является условной, однако, ее все же можно считать правильной. Из табл. 11 следует, что конструкция из термически обработанной хромоникелевой стали SAE-3435 имеет меньший вес по сравнению с конструкцией из стали SAE-4130, термически обработанной с последующим охлаждением. Конструкции из дерева и дуралюмина почти такие же легкие, как конструкции из термически обработанной стали.

Коэфициент стоимости конструкции определяют умножением коэфициента веса конструкции на расчетную стоимость материала и рабочей силы, затраченной на 1 *кг*. В стоимость материала включают стоимость брака. Стоимость рабочей силы определяют в зависимости от производства. Предполагается, что деревянные конструкции обшиваются фанерой для получения такой же прочности и обтекаемости, какие может иметь металлическая конструкция. В случае конструкции из дуралюмина предполагается наличие элементов из листового материала, работающих на кручение, а в случае стальных конструкций — расчалок, воспринимающих кручение, как на самолетах Юнкерса и Лоррен-Аирио (фиг. 89 и 81). Необходимо отметить также следующее: 1) деревянные конструкции можно изготовить минимальной себестоимости и 2) сталь SAE-4130, очевидно, дешевле и тяжелее дуралюмина, но из стали SAE-3435, термически обработанной, можно изготовить более легкую, хотя и более дорогую конструкцию, чем из дуралюмина.

Коэфициент стоимости конструкции изменяется в зависимости от конъюнктуры и места расположения завода. Определение коэфициентов стоимости при проектировании приведено в следующей главе.

ЗАДАЧИ

Задача 1. Определить стоимость производства и срок поставки самолета, подобного показанному на фиг. 20. Указываются: срок сдачи заказа и данные, *необходимые для выбора материалов.*

Задача 2. Определить стоимость производства и срок поставки летающей лодки, подобной показанной на фиг. 44. Указываются все данные предыдущей задачи.

ЛИТЕРАТУРА

1. Younger и Ward, Airplane Construction and Repair.
2. Kiln Drying of Woods for Airplanes, NACA Rep. № 65.
3. Glue Used in Airplane Parts, NACA Rep. № 66.
4. Supplies and Production of Aircraft Woods NACA Rep. № 67.
5. Effect of Kiln Drying on the Strength of Airplane Woods, NACA Rep. № 68.
6. Manual for Inspection of Aircraft Woods, USN Manual SD-31.
7. Mineral Resources of the U. S. 1931, Rep. 6 DC Bureau of Mines.
8. „Bauxite and Aluminum", 1932—1933 Yearbook, DC Bureau of Mines.
9. H. Ries, Economic Geology.

10. M. Langley, Metal Aircraft Construction.
11. Bullens, Steel and its Heat Treatment.
12. G. B. Upton, Materials of Construction.
13. J. B. Johnson, Airplane Welding.
14. F. Flader, Stainless Steels in Aircraft Construction, ASME Trans, май, 1934.
15. Relative Economy of Different Methods of Airplane Construction, Technical Note NACA № 618.
16. R. L. Templin, Aeronautical structural research, Journal of aeronautical sciencens.
17. K. R. van Horn и H. J. Heath, *Quality control of aluminium aircraft* casting, SAE Journal, январь, 1938.
18. Jeffries, Zay, The Aluminium Industry.
19. D. Brouse, Contributions of Synthetic Resins to Improvement of Plywood Properties, Apaper presented at Franklin institute, январь 10, 1938.
20. T. D. Perry и M. F. Bretl, Hot pressing Technic for plywood, ASME, октябрь 1937.

ГЛАВА IV

ОСНОВЫ РАСЧЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

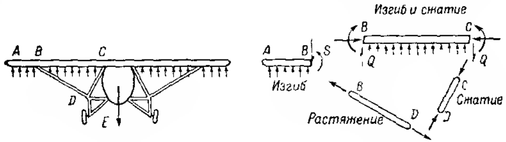
ВВЕДЕНИЕ

В настоящей главе рассмотрены методы определения напряжений в элементах конструкции, вызываемых нагрузками, и вычисления запаса прочности на основании полученных напряжений и известных механических свойств материалов.

Достаточный запас прочности еще не обеспечивает пригодности конструкции для эксплоатации: она может быть прочной и вместе с тем неудовлетворительной вследствие недостаточной жесткости и стойкости ее материалов против усталости.

ВИДЫ НАГРУЗОК, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ЧАСТИ САМОЛЕТА

Детали конструкции самолета подвергаются трем основным видам нагрузок: растяжению, сжатию и изгибу. На фиг. 92



Фиг. 92. Силы, действующие на самолет в полете.

показаны силы, действующие на самолет в полете; элемент BD работает на растяжение, элемент DC — на сжатие, часть крыла AB подвержена изгибу, часть крыла BC работает одновременно на изгиб и на сжатие. Иногда части самолета подвергаются также сдвигу (фиг. 93) или кручению (фиг. 94). Изгиб почти всегда сопряжен со сдвигом (Q на фиг. 92), а также с растяжением и сжатием. Кручение нередко встречается вместе с растяжением, сжатием или изгибом.

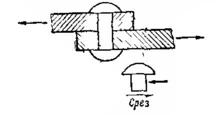
Расчет на прочность включает:

1) определение характера и величин сил, действующих на каждый элемент конструкции в каждом расчетном случае полета или посадки;

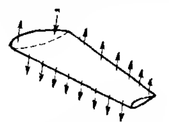
2) вычисление напряжений, вызываемых нагрузками;

3) определение запаса прочности сравнением расчетных и допускаемых напряжений или усилий.

Наиболее сложен и неопределенен расчет одновременного действия изгиба или кручения с растяжением или сжатием,



Фиг. 93. Действия срезывающих усилий (сдвиг).

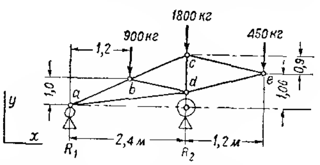


Фиг. 94. Скручивающие силы, действующие на крыло при пикировании.

потому что природа разрушения при таких нагрузках полностью еще не исследована, в частности, для тонкостенных элементов, где разрушение происходит от потери устойчивости.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСИЛИЙ В СТАТИЧЕСКИ ОПРЕДЕЛИМЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

У какой-либо самолетной конструкции, имеющей только элементы, необходимые для сохранения геометрической формы (без „лишних" элементов), силы, действующие на каждый элемент, можно определить, зная силы, действующие на всю конструкцию (по законам статики твердого тела). Такая конструкция называется статически определимой. Если же в ней имеются „лишние" элементы, то распределение усилий зависит от жесткости элементов.



Фиг. 95. Упрощенная схема фюзеляжа.

Методы определения усилий по жесткости и деформации элементов конструкции разработаны в статике сооружений. При математическом решении задач по расчету „лишних" элементов обычно используют принцип наименьшей работы. Метод определения усилий, действующих на каждый элемент статически определимой конструкции, описан в руководствах по машиностроению и механике.

Рассмотрим схему конструкции фюзеляжа, показанную на фиг. 95. Предположим, что для определения нагрузок силы веса различных частей самолета по закону разложения параллельных сил приложены к точкам b, c и e и умножены на эксплоатационную перегрузку при посадке. Задача заключается в определении усилий в элементах конструкции фюзеляжа при действии заданных нагрузок.

Прежде всего определим реакции R_1 и R_2. Основные уравнения выведем из условий равновесия, принимая, что фюзеляж находится в состоянии равновесия под действием внешних сил и так называемых сил инерции. Если самолет весит 635 *кг*, а эксплоатационная перегрузка равняется 5, то полная эксплоатационная нагрузка будет равна: $5 \cdot 635 \approx 3150$ *кг*. Исходя из примерного распределения этой нагрузки (фиг. 95), имеем следующие уравнения:

$$\sum F_y = 0$$

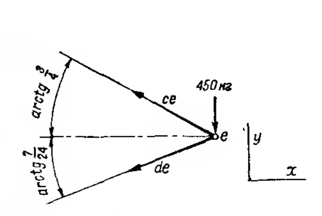
(сумма проекции сил на ось y равна нулю);

$$\sum F_x = 0$$

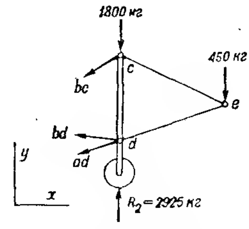
(сумма проекции сил на ось x равна нулю);

$$\sum M_z = 0$$

(сумма моментов сил относительно какой-либо оси равна нулю).



Фиг. 96. Схема сил, действующих в узле.



Фиг. 97. Схема отсека фюзеляжа.

В данном случае нет сил, действующих в направлении оси x, следовательно, R_1 и R_2 определяются по уравнениям:

$$\sum F_y = R_1 + R_2 - 900 - 1800 - 450 = 0,$$

$$\sum M_{zR_1} = 2{,}4R_2 - 1{,}2 \cdot 900 - 2{,}4 \cdot 1800 - 3{,}6 \cdot 450 = 0.$$

Отсюда имеем, что $R_2 = 2925$ *кг* и $R_1 = 225$ *кг*.

Для определения усилий в стержнях фюзеляжа рассмотрим условия равновесия сил в узлах a, b, c, d и e. Выделяем узел e (фиг. 96), для равновесия которого нужно иметь:

$$\sum F_x = -\frac{4}{5}\, ce - \frac{24}{25}\, de = 0;$$

$$\sum F_y = -\frac{3}{5}\, ce - \frac{7}{25}\, de - 450 = 0.$$

Из этих уравнений находим, что $ce = 544$ *кг*, $de = -454$ *кг*.

Усилия, действующие в стержиях, условно приняты растягивающими. Отрицательные зиаки указывают на сжатие. Подобными же вычислениями для узлов a, b и c можно определить усилия в остальных стержнях фермы.

Проверять вычисления рекомендуется так называемым методом сечений. Через ферму надо провести сечение, захватывающее три элемеита. Разделенные части можно рассматривать, как „свободные тела", т. е. тела, находящиеся в равновесии. Для нашей фермы (фиг. 95) такую линию можно провести через элементы bc, bd и ad (фиг. 97).

Имея условия равновесия:

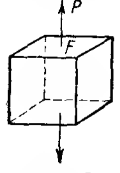
$$\sum F_x = 0; \quad \sum F_y = 0; \quad \sum M_z = 0,$$

решим их относительно трех неизвестиых сил; их можно иайти также из уравнений моментов отиосительно трех осей, т. е.

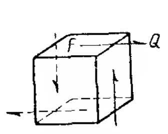
$$\sum M_{za} = 0; \quad \sum M_{zb} = 0; \quad \sum M_{zd} = 0.$$

НАПРЯЖЕНИЕ И ПРОЧНОСТЬ

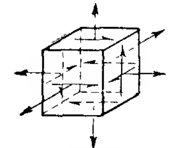
Напряжение представляет собой нагрузку на единицу площади (фиг. 98 и 99). Напряжение от растяжеиия выражается формулой $\sigma_{\text{раст}} = \frac{P}{F}$, а напряжения от среза (сдвига) $\tau = \frac{Q}{F}$.



Фиг. 98. Растяжеиие в одном направлении.



Фиг. 99. Срезывающие напряжения, действующие в одной плоскости.



Фиг. 100. Растягивающие и срезывающие напряжения, действующие в трех плоскостях.

О силах и напряжеииях мы зиаем следующее:

а) растягивающие силы вызывают растягивающие напряжения (фиг. 98);

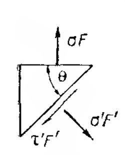
б) изгибающие силы вызывают напряжения растижения и сжатия, а также срез;

в) сжимающие силы в случае длинных стоек вызывают суммарное напряжение изгиба н сжатия (для коротких стоек сжатие можно рассматривать как отрицательное растяжение);

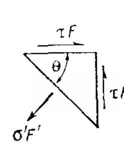
г) скручивающие силы в круглых сечениях вызывают только срез. В сечеииях другой формы скручивающие силы вызывают также растяжеиие и сжатие;

д) совместное действие изгибающих и скручивающих сил может в общем случае создать растягивающие и срезывающие напряжения, действующие по трем осям под прямым углом одно к другому (фиг. 100).

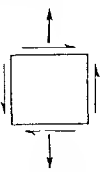
Задачи на определение растягивающих и срезывающих напряжений, действующих по трем осям, при расчете самолета на прочность обычно не встречаются.

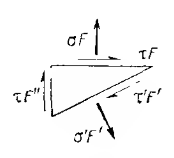


Фиг. 101. Схема определения напряжения среза по наклонной площадке от растяжения.



Фиг. 102. Схема определения напряжения растяжения по наклонной площадке от среза.


Фиг. 103. Первичные растяжения и сдвиг.



Фиг. 104. Схема определения напряжения сдвига и растяжения.

Даже простейшие нагрузки (фиг. 98 и 99) не вызывают напряжений только одного вида: растяжение вызывает срез по наклонной площадке (фиг. 101), а срез вызывает растяжение[1] (фиг. 102). Из этих фигур следует, что при $\theta = 45°$:

$$\tau_{\text{срез}\,\max} = \frac{\sigma_{\text{раст}}}{2}\,; \quad \sigma_{\text{раст}\,\max} = \tau_{\text{срез}}\,.$$

Обычно части самолета испытывают оба эти вида напряжений (фиг. 103). По фиг. 104 можно определить:

при $\theta = \frac{1}{2}\operatorname{arc\,tg}\frac{\sigma_{\text{раст}}}{2\tau_{\text{срез}}}$

$$\tau'_{\max} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_{\text{раст}}}{2}\right)^2 + \tau^2_{\text{срез}}}\,;$$

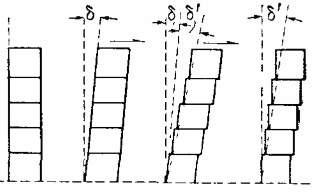
при $\theta = \frac{1}{2}\operatorname{arc\,tg}\left(-\frac{2\tau_{\text{срез}}}{\sigma_{\text{раст}}}\right)$

$$\sigma'_{\max} = \frac{\sigma_{\text{раст}}}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_{\text{раст}}}{2}\right)^2 + \tau^2_{\text{срез}}}\,.$$

Остаточная деформация всегда вызывается напряжениями среза (фиг. 105). Максимальное срезывающее напряжение яв-

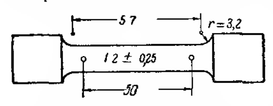
[1] Эти напряжения называются в США secondary shear и secondary tension, что означает „вторичный срез“ и „вторичное растяжение“. У нас эти термины имеют совсем другое значение. *Прим. ред.*

ляется критерием остаточной деформацни. И срез и растяжение могут вызвать разрушеиие конструкцни. Так как бюро граждаиской авнации кладет в основу расчета элементов конструкции самолета предел текучести, то срезывающне напряжения и прочность на срез являются основными крнтериями расчета (для некоторых деталей самолета осиовой расчета является потеря устойчивости, причем в этом случае расчетные нагрузки определяются не крепостью материала, а жесткостью конструкции).

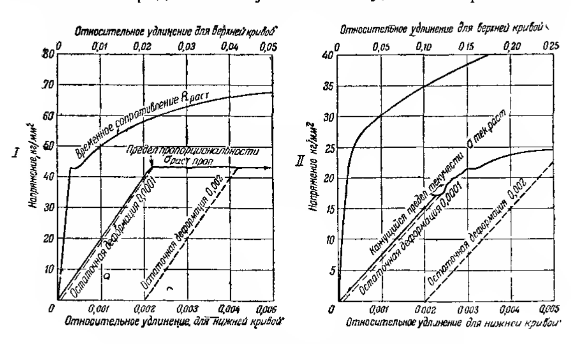


Фиг. 105. Образование остаточной деформации.

Крепость авнационных материалов обычно определяется испытанием их на растяжение (фиг. 106, 107, 108). „Пределом текучести“ считают первую точку, за которой кривая иапряжение—удлииение имеет горизонтальиый участок. Для дуралюмииа эта кривая не имеет горизонтальиого участка, поэтому для иего прииято считать пределом текучести точку, в которой отиоси-



Фиг. 106. Стандартный образец для испытания металлов на растяжение.

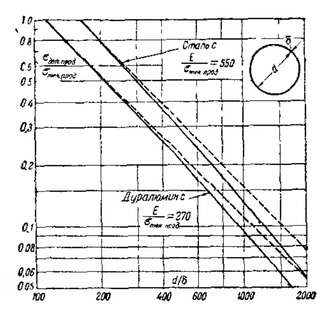


Фиг. 107. Кривые испытания на растяжение.

I—стали SAE-4130, охлажденной в воздухе; *II*—дуралюмина ALCOA-17-St.

тельная остаточиая деформация достигает величииы 0,002. Напряжеиие растяжения, соответствующее этой точке, обычно

называется пределом текучестн материала. При испытанни стали или дуралюмина на растяжение предел текучести $\sigma_{тек}$ соответствует иапряженню сдвига $\tau_{срез. доп}$, действующему в плоскостн, лежащей под углом 45° к направлению действия нагрузки и равному $\tau_{срез. доп} = \frac{\sigma_{раст. доп}}{2}$. Это же напряжение среза является критерием для определения остаточной деформации элемента конструкцнн, подвергающегося действию среза, илн системы нагрузок, действующих в одной плоскости. Другие величины, характеризующие испытания на растяженне, указываются иа фиг. 107, где $\sigma_{раст. проп}$ — предел пропорциоиальности, соответствующий остаточной деформации равной 0,0001, и $R_{раст}$ временное сопротнвленне на растяжение. Аналогнчные обозначення прнменяются н при испытаниях на сжатне. Допустнмые напряжения в соответствии со справочником ANC приводятся на стр. 296—297.



Фнг. 108. Кривая прочности на сжатие тонких труб.

Дерево не применяют и не испытывают на чистое растяжеиие и редко применяют для элементов, работающнх на чнстое сжатне. Исследованне древесины осложняется тем, что свойства ее различны для поперечиого и продольного сечений (т. е. древесниа является анизотропным матерналом). Единствеиным технческн ценным свойством древесииы прн нзготовленни нз нее лонжеронов крыла является прочность на изгнб.

ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ, РАБОТАЮЩИХ НА РАСТЯЖЕНИЕ

Элементы, работающие только на растяженне, изготовляются нз стальной проволоки н называются расчалкамн. Расчалкн снабжеиы стандартнымн концами для соеднненння их посредством вннтовой нарезки с соседними элементами конструкцнн. Коицевые частн рассчнтывают так, чтобы онн имелн бо́льшую прочность, нежелн расчалки.

Наружные расчалкн почтн всегда делают обтекаемымн. Внутреннне расчалкн могут быть круглымн нлн четырехугольными. Повиднмому, более надежны расчалкн квадратиого сечення, вследствие того, что скручивание нх при затяжке легко обнаружнть н предупреднть.

Допускаемые усилия принимаются ДТ за расчетные усилия, равные эксплоатационной нагрузке, умноженной на коэфициент безопасности.

Допустимые усилия определяют умножением минимальных площадей сечения расчалок на временное сопротивление стали. Фирма Мекуейт изготовляет два типа расчалок: расчалки первого типа из полутвердой углеродистой стали, кадмированные, выдерживающие 200-часовое испытание на коррозию от соленых брызг, и расчалки второго типа из нержавеющей стали, выдерживающей 700-часовое испытание на коррозию от соленых брызг. Допускаемые усилия, приведенные в приложении (стр. 318), относятся к обоим типам расчалок.

Иногда в качестве элементов, работающих на растяжение, в сварной или клепаной трубчатой конструкции фермы применяют также стальные и дуралюминовые трубы. Напряжение в стальной трубе, работающей на растяжение, вычисляют делением нагрузки на площадь поперечного сечения трубы. Временное сопротивление сварных трубчатых элементов из стали SAE-4130, работающих на растяжение, обычно принимают равным 56 $кг/мм^2$ (при отсутствии сварных швов временное сопротивление равно 63 $кг/мм^2$). Допустимая растягивающая нагрузка на трубчатые элементы, соединенные заклепками, определяется чаще всего расчетом заклепок на смятие или на срез.

ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ, РАБОТАЮЩИХ НА СЖАТИЕ

Наиболее распространенным типом элемента конструкции самолета, работающего на сжатие, является труба. Применяют также прессованные (выдавленные) профили из дуралюмина и профили из тонкого листового металла. В элементарных руководствах по сопротивлению материалов указывается, что для коротких элементов из вязкого материала при сжатии и растяжении остаточные деформации и разрушение вызываются срезывающими напряжениями, действующими в плоскостях под углом 45° к направлению действия нагрузки. Таким образом прочность коротких стержней на сжатие равна прочности их на растяжение.

Длинные элементы, работающие на сжатие (стойки), разрушаются от продольного изгиба, причем критическая нагрузка с большой степенью точности определяется по формуле Эйлера:

$$\frac{P}{F} = \frac{c\pi^2 E}{\left(\frac{L}{i}\right)^2}, \tag{1}$$

где E — модуль упругости;

L — длина;

i — радиус инерции поперечного сечения;

c — коэфициент заделки.

Для шарнирно опертых концов $c = 1$, для жесткой заделки концов $c = 4$. Тем не менее по нормам прочности ни при каких

Таблица 12

Формулы для стоек из круглых стальных труб и труб из алюминиевых сплавов

Материал	$\sigma_{\text{тек. раст}}$ кг/мм²	$\sigma_{\text{тек. прод}}$ кг/мм²	Короткие стойки[1] $\frac{P}{F}$ кг/мм²	Критическое отношение[2] $\frac{L'}{i}$	Длинные стойки[1] $\frac{P}{F}$ кг/мм²
SAE1025	25,3	25,3	$25{,}3-0$	124	$0{,}194\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
SAEX-4130[3]	52,7	55,5	$55{,}9-0{,}0365\left(\frac{L'}{i}\right)^2$	91,5	$0{,}201\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Термически обработанная сталь[4] .	70,3	70.3	$70{,}3-0{,}0061\left(\frac{L'}{i}\right)^{\frac{1}{5}}$	75,6	$0{,}201\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Термически обработанная сталь[4] .	95,0	91.3	$91{,}3-0{,}0104\left(\frac{L'}{i}\right)^2$	66,3	$0{,}201\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Термически обработанная сталь[4] .	116	102	$102-0{,}0129\left(\frac{L'}{i}\right)^2$	62,8	$0{,}201\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Термически обработанная сталь[4] .	116	109	$108{,}8-0{,}0147\left(\frac{L'}{i}\right)^2$	60,7	$0{,}201\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Дуралюмин St. 17	22,5	26	$26{,}0-0{,}189\,\frac{L'}{i}$	91,8	$0{,}073\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Дуралюмин St. 17	28,1	33,7	$33{,}7-0{,}281\,\frac{L'}{i}$	80,0	$0{,}073\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Дуралюмин St. 24	29,5	40,7	$40{,}8-0{,}370\,\frac{L'}{i}$	73,0	$0{,}073\cdot 10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$

[1] $\frac{L'}{i}=\frac{L}{i\sqrt{c}}$.

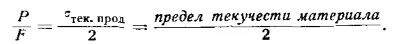
[2] Критическое отношение $\frac{L}{i}$ есть та величина, выше которой стойки считаются „длинными“, а ниже „короткими“.

[3] Эти цифры приведены вместо несколько завышенных (см. стр. 328).

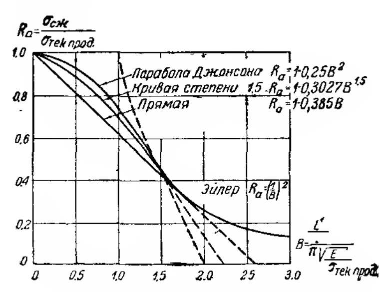
[4] Физические характеристики даны на стр. 298.

условиях нельзя принимать $c > 2$, и только после специальных испытаний можно прнннмать $c > 1$. Поэтому при расчете на прочность рекомендуется принимать $c = 1$ (о закреплении концов стоек см. NACA Rep. №615).

Формула Эйлера действительна только для длинных стоек $\left(\text{и малых значений } \frac{P}{F}\right)$. Критической в этом отношении является длнна, определяемая из равенства:



$$\frac{P}{F} = \frac{\sigma_{\text{тек. прод}}}{2} = \frac{\textit{предел текучести материала}}{2}.$$



Фиг. 109. Безразмерный график для расчета стоек.

Для длнны, меньшей критической, рекомендуется пользоваться так называемой „параболической" формулой Джонсона:

$$\frac{P}{F} = \sigma_{\text{тек. прод}} - \frac{\sigma^2_{\text{тек. прод}}}{4\pi^2 E}\left(\frac{L}{i}\right)^2. \tag{2}$$

Формула Эйлера—Джонсона для расчета стоек из круглых и обтекаемых стальных труб (сталь SAE-4130) прн $E = 2 \cdot 10^6$ *кг/см*² и $\sigma_{\text{доп. раст}} = 42$ *кг/мм*² приведена в приложенни (стр. 326—328). Заметим, однако, что $\sigma_{\text{тек. прод}}$ может доходнть до 55,7 *кг/мм*² для тонкнх труб из стали X-4130. Этнмн таблицами илн соответствующнми им номограммами Найльса н Ньювэлла можно пользоваться для предварнтельного выбора размеров труб. При этом напряжение принято вычислять по 25-сантиметровой счетной лннейке.

Формулы для стоек в соответствнн с допустимыми напряженнями приведены в табл. 12.

Удобной формой сравнення формул для стоек, приведеиных в табл. 12, является безразмерный график, показаиный на фиг. 109.

Более поздние испытания трубчатых стоек из хромомолибденовой стали, дуралюмина и нержавеющей стали приведены в NACA Rep. № 615. Они сведены в табл. 13. Все же следует пользоваться и первоисточником, в котором имеются специальные данные по проектированию.

Таблица 13

Материал	Обозначение по спецификации USN	$\sigma_{\text{тек. раст}}$ кг/мм²	Короткие стойки $\frac{P}{F}$ кг/мм²	Критическое отношение $\frac{L}{i}$	Длинные стойки $\frac{P}{F}$ кг/мм²
Хромомолибденовая сталь . . .	44-T-18c	62,0	$63{,}3-0{,}422\,\frac{L'}{i}$	82	$0{,}207\cdot10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Дуралюмин . . .	44-T-21b	34,5	$30{,}0-0{,}211\,\frac{L'}{i}$	70	$0{,}073\cdot10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Нержавеющая сталь	44-T-27	105,5	$95-0{,}845\,\frac{L'}{i}$	75	$0{,}1873\cdot10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$
Хромомолибденовая сталь, термически обработанная	44-T-18c	111,2	98,5	45	$0{,}2085\cdot10^6\left(\frac{L'}{i}\right)^2$

Короткие и тонкостенные трубы (например у фюзеляжа типа монокок) разрушаются от местного выпучивания стенок. Формула (2) применима здесь только в том случае, если $\sigma_{\text{тек. прод}}$ заменяется допустимым напряжением при продольном изгибе $\sigma_{\text{доп. прод}}$, зависящим от отношения диаметра к толщине $\left(\frac{d}{\delta}\right)$. При испытаниях очень тонких труб получаются весьма отличные друг от друга результаты вследствие значительного влияния небольших отклонений в толщине и диаметре. Доннель (Donnell) дает формулу, соответствующую средним данным, но рекомендует для расчета брать более низкое значение, учитывая разброс точек при испытании. Пригодной для расчета дуралюминовых и стальных стоек является формула:

$$\frac{\sigma_{\text{доп. прод}}}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = \sqrt{\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}}}\left(6{,}5\,\frac{\delta}{d} - 0{,}00093\right),$$

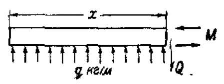
представленная графически на фиг. 108.

Следует отметить, что труба считается тонкой только при $\frac{d}{\delta} > 100$. С достаточной для практики точностью для труб с $\frac{d}{\delta} < 1000$ можно пренебречь вторым членом уравнения.

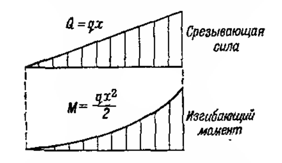
Формулы для расчета иа продольный изгнб применяют также при определенин допустнмого напряжеиня для полкн лонжерона, работающей на сжатне (при этом за L принимают расстояние между иервюрами), и для определения допустнмого напряження сдвига стенок лонжерона (здесь L приинмают равным расстоянию между полками).

РАСЧЕТ БАЛОК

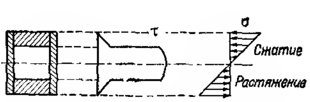
Балка является телом, подвергающимся иагрузкам, перпендикулярным к его длнне. Крыло самолета представляет собой консольную балку. На фиг. 110 показана консольная балка, иаходящаяся под действием равномерно распределенной нагрузки. В любом сеченни на расстоянни x от конца действуют перерезывающая сила Q н момент M, возникающие под действием соответствующей частн нагрузки. Q н M можно определять по уравненням равновесия (фиг. 110). Диаграммы значенний Q н M для любого сечення (фнг. 111) называют эпюрамн срезывающнх усилнй и изгнбающих моментов. Еслн предел упругости не превзойден, то нзгнбающий момент вызывает продольные растягивающне



Фиг. 110. Схема сил, действующих на консольную балку.



Фиг. 111. Эпюра срезывающих сил и изгибающих моментов для балки, показанной на фиг. 110.



Фиг. 112. Распределение срезывающих и нзгибающих напряжений.

и сжимающие напряжения, пропорциональные расстоянию от нейтральной осн балкн и определяемые нз уравнення:

$$\sigma_{изг} = \frac{M \cdot y}{I}, \tag{3}$$

где $\sigma_{изг}$ — напряженне в $кг/мм^2$;
M — изгнбающий момеит;
y — расстояние от нейтральной оси;
I — момент инерции сечения относительио иейтральной осн.

Когда продольная сжимающая или растягивающая нагрузка отсутствует н нагрузки действуют в вертикальной плоскостн симметрин сечення балкн, нейтральная ось проходит через

ц. т. сечения балки. Срезывающее напряжение (фиг. 112) находится из уравнения:

$$\tau_{\text{срез}} = \frac{QS}{Ib}, \qquad (4)$$

где S — статический момент части сечения, расположенной выше данной точки;

b — общая ширина сечения.

Суммарные напряжения обычно не вычисляют, так как $\tau_{\text{срез}}$ имеет максимальное значение у нейтральной оси, а $\sigma_{\text{изг}}$ — у наружных волокон.

При испытаниях на изгиб обычно переходят за предел упругости, за которым формула (3) неприменима. Напряжение, определяемое, как $\frac{M \cdot y}{I}$, можно назвать в этом случае **номинальным напряжением**.

Номинальное напряжение, соответствующее разрушению балки, называется **временным сопротивлением при изгибе**.

Соотношение между номинальным изгибающим напряжением и действительным растягивающим или сжимающим напряжением, действующим у крайнего волокна балки, было выведено Эптоном (фиг. 113).

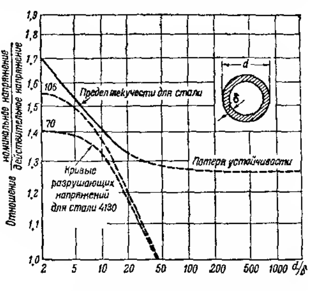
Фиг. 113. Диаграмма Эптона для определения действительного напряжения при испытании на изгиб.

Металл у крайнего волокна балки получает остаточную деформацию еще до того, как становятся заметными результаты испытания на изгиб. Для прямоугольного сечения номинальное напряжение при кажущемся пределе текучести примерно на 50% больше действительного предела текучести (фиг. 113 для дуралюмина). Для мягких сталей это напряжение почти точно на 50% больше действительного.

Из фиг. 113 можно установить, что действительное напряжение, действующее в сплошной прямоугольной балке, меньше номинального на $^1/_3$ отрезка i, отсекаемого касательной к кривой номинального напряжения. Для других форм сечения соотношение между номинальным и действительным напряжениями можно получить, решая уравнение (3) для случаев: a) упругой деформации и b) пластической деформации, когда напряжение не зависит от расстояния до нейтральной оси.

Книга проф. Эптона не имеет широкого распространения, поэтому указанное соотношение мало известно.

Пользуясь методом Эптона, можно показать, что для стальных труб отношение номинального предела текучести к действительному будет таким, как показано на фиг. 114. Для дуралюминовых труб это отношение несколько меньше вследствие того, что кривая растяжения для дуралюмина не так полога за критической точкой, как для стали. В области, соответствующей разрушению, кривая напряжение — удлинение почти горизонтальна; подобное же соотношение существует между номинальным напряжением, соответствующим разрыву, и действительным напряжением при разрыве (равным временному сопротивлению, если материал не имеет шейки).



Фиг. 114. Соотношение между прочностью на изгиб и прочностью на сжатие для трубы.

Стенки очень тонких труб $\left(\frac{d}{\delta} > 100\right)$ разрушаются вследствие местной потери устойчивости, а не от напряжений среза, однако соотношение номинального изгибающего усилия при разрушении и прочности на сжатие аналогично случаю толстых труб. Как показано на фиг. 114, для изгиба тонких труб рекомендуется допускать напряжение, превосходящее в $1{,}27 = \frac{4}{\pi}$ раза напряжение, допускаемое для сжатия тонких труб:

$$\frac{\sigma_{\text{доп. изг}}}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = \sqrt{\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}}}\left(8{,}3\frac{\delta}{d} - 0{,}0012\right). \qquad (5)$$

Формула для определения допустимого напряжения при изгибе тонких труб представляет собой упрощение уравнения (5), в котором отброшен второй член[1].

[1] R. I. Roark (см. литературу, источник 32) дает формулу, которая при коэфициенте Пуассона, равном 0,3, имеет вид:

$$\frac{\sigma_{\text{доп. изг}}}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = 0{,}505\,\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}}\,\frac{\delta}{d}, \qquad (6)$$

а для дуралюмина с отношением $\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = 270$ уравнение (6) и формула, приведенная на стр. 306, расходятся лишь на несколько процентов. Для сталей с отношением $\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = 550$ формула, приведенная на стр. 306, дает избыток

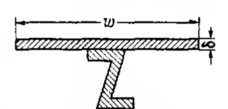
Допустимое напряжение для подкрепленных металлических листов (фиг. 117) обычно вычисляют по уравненню (3). В этом случае принимают, что $\sigma = \sigma_{\text{тек. прод}}$, т. е. напряжению, соответствующему пределу текучести при продольном изгибе, а I иаходят, умножая действительное значение I обшивки и стрингеров иа экспериментальный коэфициент, определяемый специальными испытаниями. Если испытания провести нельзя, то для предварительного расчета достаточно принять, что обшивка не воспрнимает иапряжений изгиба за исключением части, непосредствеино прилегающей к стрингерам. Уравнение Кармаиа (Karman) для определения эффективной ширнны листа нмеет вид:

$$\frac{w}{\delta} = c\sqrt{\frac{E}{\sigma}}, \qquad (7)$$

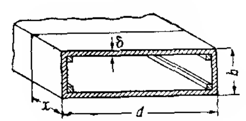
где w и δ показаны на фиг. 115;

σ — напряжение в стрингере;

c — коэфициент, зависящий от типа стрингера (стр. 299—300).



Фиг. 115. Эффективная ширина подкрепленного лнста.



Фиг. 116. Коробка из тонкого металла.

Допустимое напряжение при изгибе для кессонной конструкции крыла из тонкого металла (фиг. 116) принято определять по формуле:

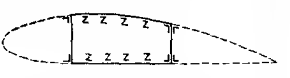
$$\sigma_{\text{изг. доп}} = \sigma'_{\text{изг. доп}} \frac{th\left(1{,}25\frac{d}{x}\right)}{1{,}25\frac{d}{x}},$$

прочностн, так как $\frac{\sigma_{\text{доп. изг}}}{\sigma_{\text{тек. прод}}}$, определенное по этой формуле, составляет около 70% соответствующей величнны, найденной нз уравнення (6). Влняние длнны на велнчину $\frac{\sigma_{\text{доп. изг}}}{\sigma_{\text{тек. прод}}}$ незначнтельно за исключеннем очень коротких труб.

Для дуралюмннового цилиндра $\left(\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = 270\right)$ с диаметром $d = 50{,}8$ *см* н и $\delta = 0{,}051$ *см*, $\frac{d}{\delta} = 1000$, находнм по уравнению (5) $\frac{\sigma_{\text{доп изг}}}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = 0{,}135$; по формуле, прнведениой на стр. 304, — $\frac{\sigma_{\text{доп изг}}}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = 0{,}136$ н по уравненню (6) также $\frac{\sigma_{\text{доп. изг}}}{\sigma_{\text{тек прод}}} = 0{,}136$. В любом случае при $\sigma_{\text{тек. прод}} = 29{,}5$ *кг/мм²* $\sigma_{\text{доп. изг}}$ будет равно около 4 *кг/мм²*.

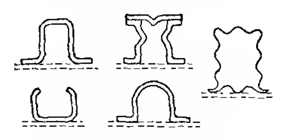
где $\sigma'_{изг. доп}$ — допустимое напряжение при изгибе для сплошных сечений; x — расстояние между нервюрами.

По всей вероятности было бы правильнее принимать здесь при изгибе такое же допустимое напряжение, как и для тонких труб.

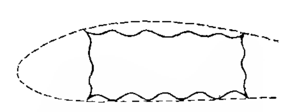


Фиг. 117. Кессонное металлическое крыло с прессованными (выдавленными) Z-образными стрингерами.

Конструкция свободнонесущего металлического крыла состоит обычно из металлических листов (фиг. 116), подкрепленных гофром или стрингерами из прессованных профилей Z-образного сечения (фиг. 117), выгодных с точки зрения сопротивления коррозии, или же из гнутых профилей листового металла (фиг. 118). Коробка из гофрированного листового металла может быть выполнена, как показано на фиг. 119.

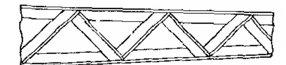


Фиг 118. Подкрепляющие профили из металлических листов.



Фиг. 119. Кессонное крыло из гофрированных дуралюминовых листов.

Размеры стандартного гофра приведены в приложении (стр. 327); там же приведены допустимые сжимающие напряжения, обычно входящие в уравнение (3) как расчетные напряжения, и некоторые данные о допустимых сжимающих напряжениях для подкрепленного листового металла различных номеров, размеров и форм (для листов различной толщины и радиуса кривизны).



Фиг. 120. Лонжерон ферменной конструкции.

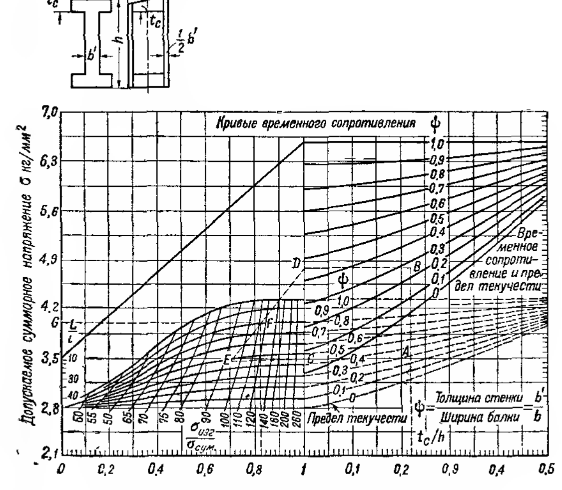


Фиг. 121. Лонжерон со сплошной стенкой.

Металлические крылья обычно имеют лонжероны подобные показанным на фиг. 120 и 121. Здесь в лонжеронах на срез работают стенки ферменного типа или сплошные. Последние в некоторых случаях считаются „работающими по Вагнеру“. Допустимое срезывающее напряжение для стенки равняется $0{,}5\sigma_{тек.\ раст}$. На стенке образуются волны и при напряжении ниже указанной величины, но они исчезают при снятии нагрузки.

Явления усталости металла для подобных стенок не исследованы. Поэтому для них необходимо допускать лишь малые напряжения, особенно в стенках лонжеронов оперения и прочих деталях, подверженных вибрации.

Допустимые напряжения для дюралюминового гофра, подобного показанному на фиг. 119, приведены на диаграмме в приложении (стр. 325—327).



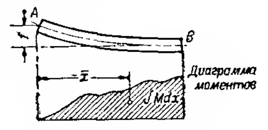
Фиг. 122. Допустимое напряжение для лонжеронов из спруса.

Пример. Задано $\frac{t_c}{h} = 0{,}22$; $A = 350$ *кг/см²*—предел текучести; $B = 484$ *кг/см²*—временное сопротивление; линии DB и AC горизонтальны; кривая CE аналогична семейству кривых для постоянных значений предела текучести; точка E соответствует пределу текучести 365 *кг/см²* при заданном $\frac{L}{i} = 95$; $FG = 402$ *кг/см²*—допустимое напряжение сжатия при $\frac{L}{i} = 95$ между точками перегиба и при $\frac{\sigma_{изг}}{\sigma_{сум}} = 0{,}82$.

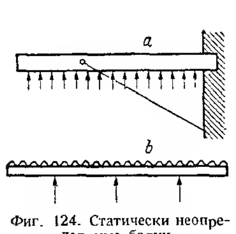
Для деревянных лонжеронов Т-образного или коробчатого сечения (фиг. 122) принято вычислять изгибающий момент, соответствующий пределу текучести или временному сопротивлению, по уравнению (3), пользуясь экспериментальными значениями временного сопротивления и предела текучести при изгибе, зависящими от относительной толщины полок и стенок. Для

лонжеронов из спруса эти экспериментальные значения приведены на правой половине фиг. 122.

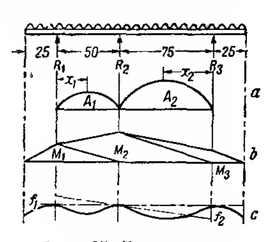
Анализ соотношения между номинальными и действительными напряжениями по методу Эптона может быть применен и к дереву, а не только к стали и дуралюмину. Однако это нерационально, так как дерево непосредственно на растяжение или на сжатие обычно не испытывают. Примеры расчета приведены на фиг. 122. Левая половина этой фигуры относится к прочности, определяемой при испытании на одновременное действие изгиба и сжатия, и рассмотрена ниже. Максимальное срезывающее напряжение для балок подобного типа определяют по уравнению (4). Допустимые напряжения берутся из справочника.



Фиг. 123. Определение прогиба по площади эпюры моментов.



Фиг. 124. Статически неопределимые балки.



Фиг. 125. Балка на трех опорах.

Прогибы балок можно определить интегрированием диференциального уравнения упругой линии балки:

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{M}{EI}. \qquad (8)$$

Прогиб в любой заданной точке удобнее всего определять графо-аналитическим методом или по формулам:

$$f = \int \frac{Mx\,dx}{EI} \qquad (9)$$

и

$$\overset{B}{\underset{A}{f}} = \bar{x}_A \int_A^B \frac{M\,dx}{EI}. \qquad (10)$$

Обозначения показаны на фиг. 123. Последнее уравнение можно выразить следующим образом: величина прогиба f в точке A, лежащей на упругой линии балки, измеренная от касательной

к упругой линии в точке B, равна моменту относительно точки A „моментной" площади $\int M\,dx$ (заключенной между A и B), разделенной на EI (см. диаграмму моментов на фиг. 123).

Это уравнение удобно применять для решения задач о статически неопределимых балках (фиг. 125). В самолетных конструкциях наиболее часто встречаются балки с подкосом и с одним заделанным концом (фиг. 124, a и b) и балки на трех опорах (фиг. 125).

Принято считать, что точка крепления подкоса балок с одним заделанным концом находится на касательной к упругой линии у заделанного конца балки. Для балок с тремя опорами принято считать, что все три опоры находятся на одной прямой. Это предположение часто приводит к уменьшению запаса прочности (см. приложение, стр. 445), и поэтому рекомендуется при решении подобных задач учитывать деформацию опор.

СУММАРНОЕ НАПРЯЖЕНИЕ ИЗГИБА И СЖАТИЯ

Лонжероны крыльев самолета обычно подвергаются одновременному действию изгиба и сжатия, как схематически показано на фиг. 92. Элементы шасси также нередко подвергаются такой нагрузке.

Фиг. 126. Балка с нагрузкой на концах.

Если на тело действует изгибающий момент M и сжимающая сила P, то напряжения в каждой точке складываются алгебраически. Максимальное значение суммарного напряжения можно получить на полке лонжерона, работающей на сжатие. Величина этого напряжения определяется из уравнения:

$$\sigma_{сум} = \sigma_{изг} + \sigma_{сж} = \frac{My}{I} + \frac{P}{F}. \tag{11}$$

При $\sigma_{сум} = \sigma_{тек.\,сж} \approx \sigma_{тек.\,раст}$ наружные волокна балки получают остаточную деформацию. Это следует иметь в виду и вести расчет на эксплоатационные нагрузки.

Для относительно коротких элементов конструкции момент M [уравнение (11)] может быть взят по кривой изгибающих моментов балки. Для более длинных элементов, подвергающихся значительному прогибу, M определяется с учетом „дополнительного изгиба", вызванного моментом осевой нагрузки относительно нейтральной оси деформированной балки (т. е. относительно точки O на фиг. 126).

Для стойки критическая нагрузка $P_{кр}$, действующая на ее конце, при отсутствии поперечной нагрузки и момента определяется по формуле Эйлера [уравнение (1)]:

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 EI}{L^2}.$$

Проф. Тимошенко показал, что для случая распределенной поперечной нагрузки интенсивностью q *кг/см* и осевой нагрузки $P = \alpha P_{кр}$ максимальный изгибающий момент в среднем сечении будет равен:

$$M_{max} = \frac{qL^2}{8}\left(1 + \frac{1{,}03\,\alpha}{1-\alpha}\right). \qquad (12)$$

При наличии на конце моментов $M_1 = M_2 = Pe$ и отсутствии поперечной нагрузки

$$M_{max} = Pe\sec\left(\frac{L}{j}\right), \qquad (13)$$

где

$$j = \sqrt{\frac{EI}{P}}.$$

Для вычисления расчетных напряжений в любом из указанных случаев можно применить уравнение (11).

Для комбинации концевых моментов, осевых и поперечных нагрузок Найльс и Ньювэлл дают ряд уравнений, касающихся различных видов нагрузок на лонжероны крыльев. Эти уравнения были, к сожалению, названы „точными", причем в представлении многих конструкторов впечатление об их точности создалось вследствие сложности их решений. Между тем неопределенность допускаемых напряжений при комбинированных нагрузках этого типа редко позволяет получать решение с точностью, большей $\pm 20\%$. Решение по упомянутым „точным" уравнениям рекомендуется в „Авиационном бюллетене" № 26 для деревянных и металлических лонжеронов, подвергающихся одновременно изгибу и сжатию. Для расчета нагрузок, указанных на фиг. 126, диференциальное уравнение имеет вид:

$$\frac{d^2M}{dx^2} + \frac{M}{j^2} = q.$$

Если M_1 или M_2 не имеет большей величины, то решение этого уравнения дает:

$$M_{max} = \frac{D_1}{\cos\left(\frac{x}{j}\right)} + qj^2,$$

где $D_1 = M_1 - qj^2$;

$\frac{x}{j}$ определяет положение точки максимального момента из уравнения:

$$\operatorname{tg}\frac{x}{j} = \frac{D_2 - D_1\cos\frac{L}{j}}{D_1\sin\frac{L}{j}},$$

где

$$D_2 = M_2 - qj^2;\ j = \sqrt{\frac{EI}{P}},\ \text{как и выше.}$$

Примеры расчетов с упрощающими вычисления таблицами приведены в указанной работе Найльса и Ньювэлла.

Подобные расчеты постепенно теряют свое практическое значение, так как в настоящее время очень редко разрабатываются новые конструкции бипланов или монопланов с подкосами, а для расчета свободнонесущих крыльев монопланов это обычно не требуется.

Для расчета лонжеронов из спруса, подвергающихся одновременно изгибу и сжатию, можно пользоваться левой половиной фиг. 122. Указания, как пользоваться этой фигурой, приведены на стр. 128—129.

В справочнике ANC высказано предположение, что критерием разрушения для стальных труб (из стали SAE-4130) и дуралюминиевых труб (17-ST) стандартных размеров (при $\frac{d}{\delta}$ = от 5 до 80 и значениях $\frac{L'}{i}$ = от 1 до 7, $\sqrt{\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}}} \approx$ от 24 до 165 для стали), подвергающихся одновременно изгибу и сжатию, которые могут разрушиться, как короткие или длинные стойки, может служить соотношение:

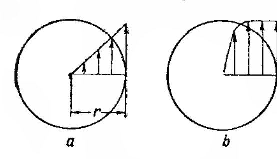
$$\frac{\sigma'_{\text{изг}}}{\sigma_{\text{доп. изг}}} + \frac{\sigma_{\text{сж}}}{\sigma_{\text{тек. прод}}} = 1{,}00,$$

где $\sigma'_{\text{изг}}$ включает влияние вторичного изгиба (изгиб от осевой нагрузки вследствие искривления балки);

$\sigma_{\text{изг. доп}}$ представлено в графической форме в справочнике ANC для различных значений $\sigma_{\text{тек. раст}}$ и $R_{\text{раст}}$.

КРУЧЕНИЕ

Крылья и фюзеляж самолетов обычно подвергаются кручению. Элементы шасси нередко должны воспринимать кручение в комбинации с другими видами напряжений. Проблема определения напряжений, вызванных кручением тел неправильной формы, еще полностью не разрешена, но для большинства обычно применяемых в самолетостроении сечений имеются удовлетворительные приближенные решения.



Фиг. 127. Распределение срезывающих напряжений в скручиваемом цилиндре.

В круглых цилиндрах (сплошных или полых) скручивающие нагрузки уравновешиваются касательными силами упругости в плоскостях, перпендикулярных к оси цилиндра. Если предел упругости не превзойден ни в одной из точек сечения, то напряжения в сплошных цилиндрах распределяются так, как показано на фиг. 127, *a*, а максимальное напряжение кручения можно выразить уравнением:

$$\tau_{\text{круч}} = \frac{2M_{\text{кр}}}{\pi r^3} = \frac{16M_{\text{кр}}}{\pi d^3}, \qquad (14)$$

где $M_{\text{кр}}$ — действующий крутящий момент.

При пластической деформации (например, при превышении предела текучести в стальных валах) напряжения распределяются так, как показано на фиг. 127, *b*, а соотношение между касательным напряжением и крутящим моментом будет выражаться уравнением:

$$\tau_{круч} = \frac{1{,}5 M_{кр}}{\pi r^3}.$$

Если для вычисления касательного напряжения при испытании на кручение за пределом текучести пользуются уравнением (14), то полученное напряжение называют номинальным. Типичные результаты испытания на кручение приведены на фиг. 128.

Пользуясь касательной Эптона, можно определить действительное напряжение по номинальному для кручения так же, как для изгиба; при этом вычитаемая доля отрезка будет иной. Действительное критическое напряжение, соответствующее пределу текучести при кручении, составляет ровно 50% действительного критического напряжения соответственно пределу текучести при растяжении, что показано на фиг. 101.

Фиг. 128. Диаграмма Эптона для определения действительно срезывающего напряжения по результатам испытания на кручение.

Для материалов, диаграмма растяжения которых имеет горизонтальный участок около критической точки, соотношение между номинальным критическим напряжением и действительным критическим выражается для сплошных круглых стержней $\left(\tau'_{круч} = \frac{2M_{кр}}{\pi r^3}\right)$, согласно фиг. 128,

$$\tau'_{круч} = \frac{4}{3}\tau_{доп.\,срез} = \frac{2}{3}\sigma_{доп.\,раст}.$$

Временное сопротивление при кручении для сплошных круглых стальных стержней равно $\frac{2}{3}$ максимального действительного напряжения растяжения, если диаграмма растяжения имеет горизонтальный участок в области, соответствующей разрыву, и если разрушение от растяжения вызвано касательными напряжениями, т. е. образец, испытываемый на растяжение, не разрывается сразу поперек, а на нем образуется шейка. Как было указано, это соотношение действительно только для сплошных круглых стержней, обычно же металлические элементы конструкции самолетов имеют форму трубы. Чем тоньше труба, т. е. чем больше $\frac{d}{\delta}$, тем меньше разница между действительным и номи-

нальным напряжениями (фиг. 129). Номинальное напряжение в стальной трубе, работающей на кручение в пределах упругости, равно:

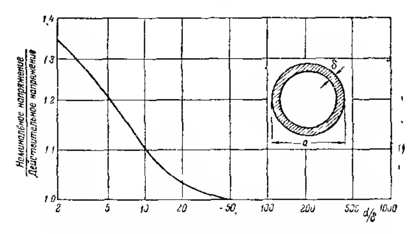
$$\tau_{\text{круч}} = \frac{M \cdot r}{I}, \tag{15}$$

где I — полярный момент инерции площади сечения относительно оси трубы, равный $\frac{\pi r^4}{2} - \frac{\pi (r-\delta)^4}{2}$. Для практических расчетов при $\frac{d}{\delta} > 10$



$$I = 2\pi r^3 \delta,$$

$$\tau_{\text{круч}} = \frac{M}{2\pi r^2 \delta}. \tag{16}$$



Фиг. 129. Зависимость между номинальным и действительным напряжением при кручении для стальных труб при пределе текучести.

Из фиг. 129 следует, что для $\frac{d}{\delta} > 50$ разница между номинальным и действительным напряжениями при пределе текучести становится пренебрежимо малой. Длинные тонкие трубы разрушаются от местной потери устойчивости. Доннель показал, что допустимое напряжение выражается для таких труб уравнением:

$$\tau'_{\text{круч. доп}} = \frac{0{,}7E}{\left(\frac{d}{\delta}\right)^{1{,}5}}. \tag{17}$$

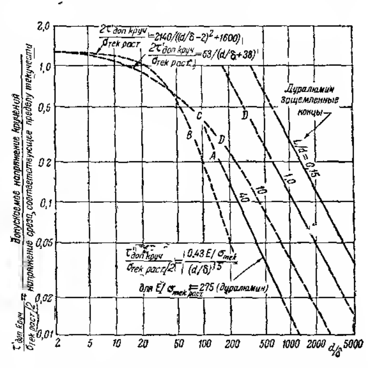
Для дуралюмина при $\frac{E}{\sigma_{\text{тек. раст}}} = 275$ это уравнение выражается кривой A (фиг. 130). Кривые B и C изображают эмпирические уравнения, основанные на испытаниях стальных труб (ACIC-261). Эти уравнения с поправкой на разницу между номинальным и действительным напряжениями приведены на фиг. 130 (вверху). Для тонких коротких труб, усиленных перегородками (как, например, в фюзеляже самолета) или заделанных у концов, влияние перегородок заключается в значительном увеличении жесткости

на кручение. Доннель теоретически вывел довольно сложное уравнение для расчета таких труб:

$$\tau'_{\text{круч. доп}} = \frac{KE}{\left(\frac{d}{\delta}\right)^{1,25}\sqrt{\frac{L}{d}}}, \qquad (18)$$

где $K=0{,}8$ для заделанных концов и $K=0{,}75$ для шарнирно закрепленных.

Эмпирический вариант этого уравнения представлен на фиг. 130 в виде кривых D для дуралюмина при $\frac{E}{\sigma_{\text{тек. раст}}} = 275$. Кривые для $\frac{L}{d}=0{,}15$ и $\frac{L}{d}=1{,}0$ совпадают с данными Ландквиста (Lundquist). Кривая для $\frac{L}{d}=10$ имеет неопределенный характер; в области между $\frac{L}{d}=10$ и $\frac{L}{d}=40$ мы также имеем неопределенные и противоречивые данные. В настоящее время производятся соответствующие исследования в этой области. Для $\frac{L}{d}>40$ можно пользоваться уравнением (17), хотя в этом случае, по-видимому, получается излишнее увеличение прочности[1].



Фиг. 130. Допускаемые срезывающие напряжения при кручении для дуралюминовых и стальных труб.

Для определения напряжений в полых сечениях любой формы, подвергающихся кручению, принято пользоваться уравнением (16) в обобщенном виде:

$$\tau_{\text{круч}} = \frac{M}{2F\delta}, \qquad (19)$$

где F — площадь, заключенная во внешние границы сечения (фиг. 131).

Пользуясь уравнением (19), за допустимое касательное напряжение принимают напряжения для круглых труб диаметром $d=6w$. Для очень тонких сечений неправильной формы $\left(\frac{d}{\delta}>50\right)$

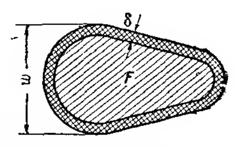
[1] Для стальных и дуралюминовых труб приведены Stang, Ramberg and Bach (см. литературу, источник 26) полезные для проектирования таблицы, которые согласуются с уравнениями Доннеля для труб с шарнирно опертыми концами.

никаких данных не имеется и требуется проведение специальных испытаний.

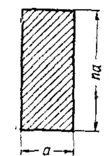
При полуэмпирических исследованиях сплошных прямоугольных сечений размерами, показанными на фиг. 132, максимальное касательное напряжение, действующее в середине более длинной стороны сечения, получается в виде уравнения:

$$\tau_{\text{круч. max}} = \frac{3M}{Fa} \frac{n - 0{,}65\frac{n}{(1+n^3)}}{n - 0{,}63 + \frac{0{,}052}{n^4}}, \tag{20}$$

где F — площадь сечения.



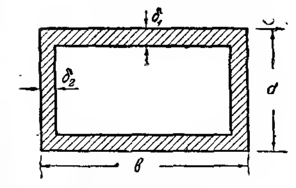
Фиг. 131. Пустотелый профиль, подверженный кручению.



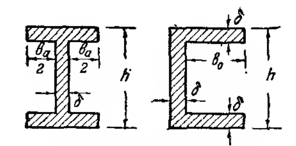
Фиг. 132. Прямоугольное сечение.

Для случая квадратного сечения $n = 1$ и

$$\tau_{\text{круч. max}} = \frac{4{,}8M}{Fa}. \tag{21}$$



Фиг. 133. Полое прямоугольное сечение.



Фиг. 134. Швеллерное и двутавровое сечение.

Допустимое касательное напряжение $\tau_{\text{доп}}$ может быть принято таким же, как и для сплошных круглых сечений.

Величину действительного напряжения для полых прямоугольных сечений следует определять по уравнению так же, как и для полых сечений другой формы. Допустимое касательное напряжение принимается равным:

$$\tau'_{\text{доп. круч}} = 5E\left(\frac{\delta_1}{b}\right)^2, \tag{22}$$

где δ_1 и b — размеры, указанные на фиг. 133.

Испытания по методу Баха швеллерных и двутавровых профилей из хрупких материалов[1] показывают, что максимальное касательное напряжение для сечений, приведенных на фиг. 134, определяется уравнением:

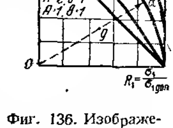
$$\tau_{круч} = \frac{4{,}5M}{\delta^2 (h + 2b_0)}. \qquad (23)$$



Фиг. 135. Крыло и фюзеляж моноплана геодезической конструкции Greenwood Yotes.

Планки из спруса образуют решетку, которая заменяет работающую обшивку.

„Геодезические фермы" (фиг. 135) на кручение можно приближенно рассчитывать, как шарнирные треугольные фермы (стр. 212). Для круглых „геодезических ферм" можно принять, что крутящая нагрузка равномерно распределяется на все треугольные фермы. Для эллиптических же ферм метод получения точного распределения крутящих нагрузок между треугольными фермами и эллиптическими кольцами довольно сложен.



Фиг. 136. Изображение условий разрушения посредством отношений напряжений.

ОТНОШЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЙ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩЕЕ ПРЕДЕЛЫ СУММАРНОЙ НАГРУЗКИ

Шенли и Райдер (Shanley и Ryder) — основные авторы справочника по материалам ANC (см. литературу, источник 18) разработали метод представления допускаемых напряжений при комбинированных (суммарных) нагрузках (фиг. 136), где σ_1 и σ_2 — действительные напряжения, а $\sigma_{1\,доп}$ и $\sigma_{2\,доп}$ — соответствующие допускаемые напряжения. Изучение соотношений напряжений позволило составить уравнение

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_{1\,доп}} + \frac{\sigma_2}{\sigma_{2\,доп}} = 1{,}0,$$

[1] F. B. Seely, Advanced Mechanics of Materials.

как условие, при котором происходит разрушение от совместного изгиба и сжатия, и уравнение

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{1\ доп}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{2\ доп}}\right)^2=1{,}0$$

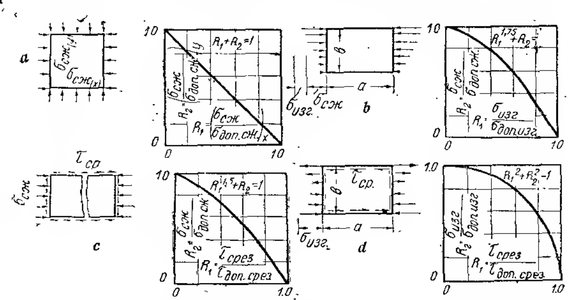
при совместном действии изгиба и кручения.[1] Эти соотношения могут быть обобщены, если мы напишем условие разрушения в следующем виде:

$$R_1^a+R_2^b=1{,}0,$$

где

$$R_1=\frac{\sigma_1}{\sigma_{1\ доп}},\quad R_2=\frac{\sigma_2}{\sigma_{2\ доп}}.$$

Соответствующие этим формулам графики показаны на фиг. 137.



Фиг. 137. Типичные соотношения при одновременном действии различных нагрузок (из статьи Шейлея и Риндера, Отношения напряжений, „Aviation", июнь, 1937).

a—опертые квадратные пластинки, сжатие в двух направлениях; *b*—опертые прямоугольные пластинки при совместном действии сжатия и изгиба; *c*—бесконечно длинная пластинка с жестко закрепленными краями при совместном действии сдвига и сжатия; *d*—опертые прямоугольные пластинки при совместном действии сдвига и изгиба.

Применение показателя степени, равного 1,75, в части *b* этой фигуры является следствием неудачи исследователей, пытавшихся подсчитать действительные напряжения.

ЗАПАС ПРОЧНОСТИ ПРИ СОВМЕСТНОМ ДЕЙСТВИИ РАЗЛИЧНЫХ НАГРУЗОК

Если отношение действующих напряжений остается постоянным, то отношение напряжений при данных нагрузках можно обозначить R_{1g} и R_{2g}, а допустимые отношения напряжений R_{1a} и R_{2a}, соответственно точкам g и a, обозначенным на фиг. 136.

[1] σ здесь может означать также и касательное напряжение. *Прим. ред.*

Согласно справочнику ANC № 5 коэфициент использоваиия (factor of utilization) будет:

$$u = \frac{R_{1g}}{R_{1a}} = \frac{R_{2g}}{R_{2a}}$$

и запас прочности выразится в виде:

$$K = \frac{1}{u} - 1$$ [1].

ОДНОВРЕМЕННОЕ ДЕЙСТВИЕ КРУЧЕНИЯ И СЖАТИЯ

Для элементов конструкции, не теряющих устойчивости, предел текучести определяется критическим значением касательного напряжения.

Для стальных и дуралюминовых труб, как следует из фиг. 130, значение упругой неустойчивости при отношении $\frac{d}{\delta} < 50$ сравнительно невелико, т. е. большинство ходовых размеров цельнотянутых труб получает остаточную деформацию при максимальном результирующем касательном напряжении

$$\tau_{круч} = \sqrt{\tau^2_{срез} + \left(\frac{\sigma_{сж}}{2}\right)^2},$$

превосходящем срезывающее напряжение $\tau_{тек.\,срез} = \frac{\sigma_{тек.\,раст}}{2}$ для стали и дуралюмина. Отсюда условие текучести может быть написано в виде:

$$\left(\frac{\tau_{круч}}{\tau'_{доп.\,круч}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{тек.\,сж}}\right)^2 = 1. \qquad (24)$$

Очень тонкие длинные трубы $\left(\frac{L}{d} > 40;\ \frac{d}{\delta} > 50\right)$ разрушаются от потери устойчивости при кручении (фиг. 130) подобно стойкам Эйлера, работающим на сжатие. Прочность таких труб при одновременном кручении и сжатии весьма мало изучена. Для них следует пользоваться уравнением $\frac{\tau_{круч}}{\tau'_{доп.\,круч}} + \frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{тек.\,сж}} = 1$, несмотря на указанные его недостатки.

Короткие тонкие трубы с соотношениями $\frac{L}{d}$ примерно такими, как в фюзеляже монокок:

$$\left(\frac{L}{d} < 10;\ \frac{d}{\delta} > 200\right),$$

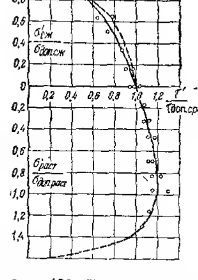
---

[1] Понятие запаса прочности в США несколько отличается от принятого у нас и скорее соответствует избытку прочности. Напоминаем, что под запасом прочности здесь понимают выражение

$$K = \frac{\text{допустимое напряжение}}{\text{расчетное напряжение}} - 1.$$

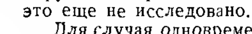
Прим. ред.

испытывались на кручение с растяжением и сжатием. Результаты этих испытаний представлены на фиг. 138. Следует отметить, что уравнение (24), представленное на этой фигуре верхней пунктирной линией, приближенно соответствует совместному действию кручения и сжатия, но не может быть распространено и на совместное действие кручения и растяжения. Теоретически это еще не исследовано.



Фиг. 138. Прочность тонких труб при одновременном действии кручения, растяжения и сжатия.

Для случая одновременного действия изгиба и кручения тонких труб за отсутствием других данных приходится пользоваться уравнением



$$\frac{\tau_{\text{круч}}}{\tau'_{\text{доп. круч}}} + \frac{\sigma_{\text{сж}}}{\sigma_{\text{тек. сж}}} = 1,$$

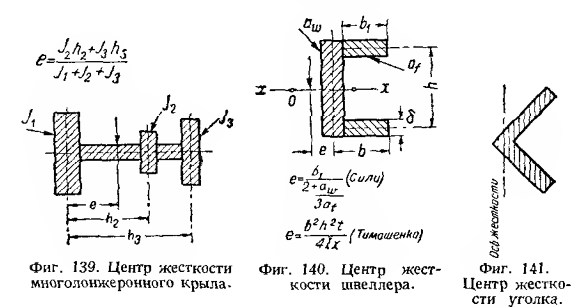
приведенным в „Авиационном бюллетене" № 26; для более толстых труб можно применять уравнение (24).

Крылья, подобные показанным на фиг. 117, обычно рассматривают как коробчатые балки, подвергающиеся действию изгиба и кручения. Изгиб и кручение рассматривают раздельно, определяя для каждого поперечного сечения точку, к которой должна быть приложена нагрузка, вызывающая изгиб балки без кручения. Эта точка называется центром среза [1], центром кручения [2] или центром жесткости [3]. Общий метод определения центра жесткости заданного сечения очень сложен, но приближенное решение с точностью, достаточной для практических целей, может быть получено путем сравнения с уже известными положениями оси жесткости, показанными на фиг. 139—141. Фиг. 139 представляет схему многолонжеронного крыла, причем различные значения I соответствуют моментам инерции отдельных лонжеронов. Для этого случая, очевидно, центром жесткости является ц. т. моментов инерции. При определении центра жесткости крылья, имеющие два мощных лонжерона и довольно легкую обшивку, для удобства расчета можно рассматривать как пару швеллеров (показано пунктиром на фиг. 142). Обе формулы для определения оси жесткости, приведенные на фиг. 140, дают приблизительно одинаковый результат.

Интересно отметить, что способ определения центра жесткости как ц. т. моментов инерции неприменим к швеллерному сечению, так как касательные усилия, действующие в полках, вызывают момент относительно O, действующий против часовой стрелки (фиг. 140).

[1] Seely, Advanced Mechanics of Materials, стр. 81.
[2] Тимошенко, Сопротивление материалов, ч. I.
[3] „Авиационный бюллетень" № 26.

У уголка, показанного на фиг. 141, векторы касательных усилий обеих сторон пересекаются, и через точку их пересечения проходит ось жесткости. У симметричных балок (фиг. 116 и 119) ось жесткости проходит, конечно, через геометрический центр.

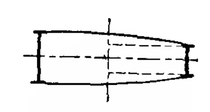


Фиг. 139. Центр жесткости многолонжеронного крыла.

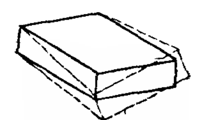
Фиг. 140. Центр жесткости швеллера.

Фиг. 141. Центр жесткости уголка.

Ось жесткости изготовленного крыла можно определить, как показано на фиг. 143, приложив к крылу крутящий момент и измерив деформацию каждого сечения при помощи реек с делениями, подвешенных к переднему и заднему лонжеронам крыльев.



Фиг. 142. Приближенное определение центра жесткости коробчатой балки.



Фиг. 143. Экспериментальный способ нахождения положения оси жесткости.

Коробки крыльев рассчитывают на изгиб относительно оси крыла $x-x$ от действующей по размаху нормальной составляющей аэродинамической силы, на изгиб относительно оси $z-z$[1] от тангенциальной составляющей аэродинамической силы и на кручение от крутящего момента, равного произведению нагрузки на расстояния между ц. д. и осью жесткости. При расчете прочности обшивки обычно складывают срезывающие напряжения, возникающие от крутящего момента и нагрузки, направленной

[1] Ось $y-y$ в принятых у нас обозначениях. *Прим. ред.*

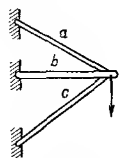
по хорде, хотя для более точного и правильного решения требуется вычислять напряжения, вызываемые одновременным действием изгиба и кручения.

Сводка приведенных выше формул дана в приложении (стр. 302—307).

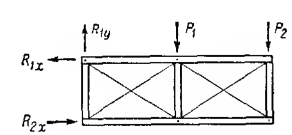
При проектировании самолета вследствие сложности обычно не принято делать расчет на жесткость, а также определять период и амплитуду колебаний. Однако большей частью труд, затраченный на расчет жесткости, оправдывается, так как в таком случае легче избежать неудачной конструкции.

СТАТИЧЕСКИ НЕОПРЕДЕЛИМЫЕ ФЕРМЫ

Ферма, имеющая число стержней большее, чем требуется для геометрической неизменяемости, является статически неопределимой (фиг. 144).



Фиг. 144. Статически неопределимая ферма.



Фиг. 145. Расчаленная ферма (статически неопределимая при наличии предварительной затяжки расчалок).

Каркасы фюзеляжей из стальных труб обычно первоначально рассчитывают как статически определимые фермы, но нередко после изготовления каркаса обнаруживается, что для достижения большей жесткости необходимо добавить лишние элементы.

Расчаленные фермы (фиг. 145) статически неопределимы, если (как это часто бывает) расчалки установлены с предварительной затяжкой. Такие фермы обычно составляют систему расчалок в бипланах.

Ферму, показанную на фиг. 144, рассчитывают иногда по принципу наименьшей работы:

1) принимают, что один из элементов, например b, лишний и что по его оси действует сила P_b;

2) определяют силы, действующие на ферму ac (статически определимую), в долях P_b;

3) пишут уравнение работы деформации каждого элемента; если P — сила, λ — деформация, а u — работа, то полная работа выразится уравнением:

$$u = \frac{P_a\lambda_a}{2} + \frac{P_b\lambda_b}{2} + \frac{P_c\lambda_c}{2}$$

(P_a и P_c выражены в функции P_b, см. п. 2);

4) дифереицируют u по P_b и приравиивают производную нулю; решают уравиеиие $\frac{du}{dP_b} = 0$ отиосительио P_b и подставляют P_b в уравиение (2) для определеиия P_a и P_c.

Примеры расчетов по этому методу и способы систематизации подобиых вычислеиий приведеиы в книге Найльса и Ньювэлла.

Расчалеиные коиструкции, подобиые представлеиным иа фиг. 145, обычио рассчитывают так, чтобы предварительиая затяжка составляла 20% времеиного сопротивлеиия расчалки (см. „Авиациоииый бюллетеиь" № 7А). Такую конструкцию легко рассчитать, приияв, что известные усилия в расчалках при затяжке являются виен ними силами, приложеииыми в определеииых точках, и примеиив к ферме принцип наимеиьшей работы; при этом следует считать, что расчалки будут работать и иа сжатие и иа растяжение. Действительная результирующая иагрузка на расчалки составляет алгебраическую сумму усилий при затяжке и усилий, иайдеииых приицииом иаимеиьшей работы. Если подсчитанная результирующая иагрузка сжимающая, то лишиий элемеит, конечио, выпадает, и ферма рассчитывается вторичио, уже как статически определимая.

Интересио отметить, что при предварительиой затяжке расчалок жесткость коиструкции увеличивается без ущерба для прочиости, если только работающие иа сжатие элементы конструкции ие теряют устойчивости. Увеличение жесткости (по сравнению со случаем отсутствия предварительной затяжки) объясияется тем, что приложеиная иагрузка распределяется иа обе расчалки, в то время как при отсутствии предварительной затяжки одиа из расчалок фактически ие работает.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТОИМОСТИ РАСЧЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

Для расчета иа прочиость биплаиа, отличающегося от раиее построеииого только мелочами, затрачивалось до введеиия иовых иорм прочиости от 1500 до 2000 чел.-час. Расчет иа прочиость по иовым нормам для моноплаиа совершеиио иовой конструкции иаверняка требует не меиее 1000 чел.-час. квалифицироваииого труда, вероятнее же иа эту работу потребуется около 3000 чел.-час[1]. Расчет на прочность обычно производят на синьке и для удобства подразделяют на отдельные элементы: расчет крыльев, фюзеляжа, шасси, хвостового опереиия и системы управлеиия. Обычно этот расчет включает иесколько сот страниц чертежей, выкладок и таблиц, причем иа каждую страиицу затрачивается в средием от 2 до 4 час. (табл. 14).

И первоиачально, и дополиительио затрачеииое (на исправлеиие) время включает время иа проверку, которая всегда в коиечном счете оправдывается. Исправление результатов расчета обычио иеизбежио, так как расчет иа прочиость производится одиовремеиио с проектироваиием деталей, а при проверке чертежей

[1] Речь идет о нормах, приведенных в приложении 2. *Прим. ред.*

почти всегда выявляется необходимость в некоторых изменениях, хотя бы даже это вызвало переделку всего расчета.

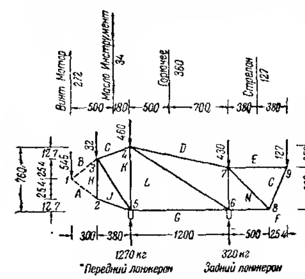
Таблица 14

Время, затрачиваемое на расчет прочности самолета, представленного на фиг. 20

Наименование агрегата	Время чел.-час.
Крылья	250
Поверхности управления	100
Проводка управления	50
Шасси	100
Фюзеляж и моторная установка	150
Крепления	50
Первоначально затраченное время	700
Исправления в результате изменений	700
Итого	1400

ЗАДАЧИ

Задача 1. Моторная гондола имеет размеры и эксплоатационные нагрузки, указанные на фиг. 146. Обозначить каждый элемент цифрами, между которыми он расположен, и определить усилие в каждом элементе.



Фиг. 146. Схема моторной гондолы с указанием размеров и внешних эксплоатационных нагрузок.

Задача 2. Пользуясь величинами допускаемых напряжений и величиной E, приведенными в приложении (стр. 298), написать параболическую формулу Джонсона и формулу Эйлера для дуралюминовых труб и определить предельную нагрузку для дуралюминовой трубы $^3/_4''$, калибра 18, длиной 77 *см*.

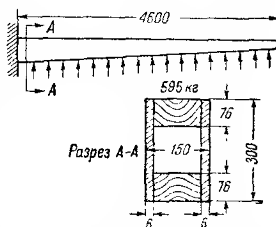
Задача 3. Спрусовый лонжерон свободнонесущего крыла выдерживает эксплоатационную нагрузку и имеет площади максимального сечения согласно фиг. 147. Требуется: а) пользуясь фигурой, приведенной на стр. 128, найти действительную критическую точку, соответствующую пределу текучести, и точку, соответствующую разрушению при разрыве; б) принимая, что только половина стенки входит в величину момента сопротивления, определить максимальный изгибающий момент сечения при достижении предела текучести и при разрушении; в) определить запас прочности по отношению к пределу текучести при эксплоатационной нагрузке; г) определить запас прочности при расчетной нагрузке (коэфициент безопасности 1,5).

Задача 4. Лонжерон, показанный на фиг. 147, суживается таким образом, что все его сечения подобны; высота d (в сантиметрах) определяется из уравнения:

$$d = 10 + kx,$$

где x — расстояние от свободного конца до любого заданного сечения.

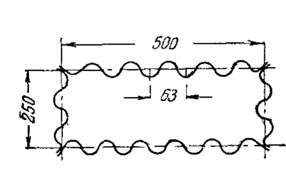
Определить прогиб конца лонжерона, находящегося под действием эксплоатационной нагрузки. Величину E принять равной 920 *кг/мм²*, прогиб $f = \int \frac{M \cdot x \cdot dx}{EI}$. Приближенное интегрирование выполнять по методу Симпсона.



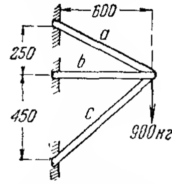
Фиг. 147. Деревянный лонжерон свободнонесущего крыла и его сечение.

Задача 5. Фюзеляж типа монокок состоит из листов дуралюмина толщиной 1,6 *мм*, приклепанных к шпангоутам, находящимся друг от друга на расстоянии 60 *см*; стрингеры отсутствуют; фюзеляж цилиндрической формы диаметром 1,0 *м*. Определить максимальный крутящий момент, который может быть приложен к фюзеляжу [по уравнениям (18) и (17)] [1].

Задача 6. Крыло сделано из гофрированного дуралюмина толщиной 1,5 *мм* (фиг. 148). Требуется: а) определить для стандартных размеров гофра моменты сопротивления крыла $\frac{I}{y}$; б) вычислить максимальный изгибающий момент, который может быть приложен к крылу (не выходя из пределов допускаемых напряжений на сжатие), если нервюры находятся на расстоянии 38 *см* друг

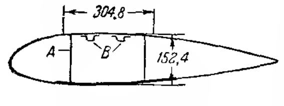


Фиг. 148. Коробка крыла из гофрированного дуралюмина.



Фиг. 149. Статически неопределимая ферма.

от друга; в) определить максимальный вес самолета, для которого указанное сечение могло бы быть сечением у корня свободнонесущего крыла размахом в 9 *м*, при эксплоатационной перегрузке $n = 6$ и коэфициенте безопасности 1,5; г) по формулам, приведенным в приложении (табл. 67, 68), и по графику для допустимого касательного напряжения определить максимальный крутящий момент, который может быть приложен к крылу в упомянутом сечении.



Фиг. 150.

Задача 7. Определить усилия в стержнях фермы, показанной на фиг. 149. Материал — стальные трубы SAE-4130, 1″, калибр 20.

Задача 8. Фюзеляж типа монокок имеет диаметр 91,5 *см*, толщина дуралюминовой обшивки 1,5 *мм*. Расстояние между шпангоутами 61 *см*.

1) определить разрушающую нагрузку при сжатии;
2) определить разрушающий изгибающий момент;
3) найти разрушающий крутящий момент.

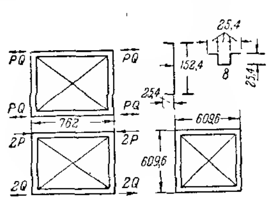
---

[1] Принимая, что края закреплены шарнирно.

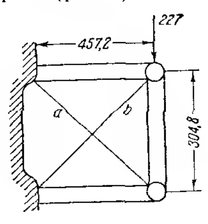
Задача 9. Прямоугольное сечение фюзеляжа состоит из стальных труб SAE-4130, диаметром 25 *мм* (1″) с толщиной стенки 0,9 *мм*, расчалено четырехгранными расчалками нормального размера 10—32 (см. стр. 318). Расчалки имеют предварительную затяжку на половину их (нормальной) расчетной нагрузки:

1) определить нагрузки от затяжки во всех элементах;

2) определить максимальный допустимый изгибающий момент в этом сечении фюзеляжа, принимая все узлы шарнирными (фиг. 151).



Фиг. 151.



Фиг. 152.

Задача 10. В ферме с расчалками, показанной на фиг. 152, расчалки *a* и *b* имеют предварительную затяжку в 309 *кг* до приложения нагрузки величиной 227 *кг*. Расчалки стандартные размером 6 *мм*, калибра 28 (см. стр. 318) и трубы круглые диаметром 25 *мм* (1″), калибра 20.

Найти усилие в каждом элементе после приложения нагрузки 227 *кг*.

ЛИТЕРАТУРА

1. E. H. Wood, Textbook of Mechanics.
2. A. P. Poorman, Strength of Materials.
3. G. B. Upton, Materials of Construction.
4. S. Timoshenko, Strength of Materials (2 части).
5. A. S. Niles и J. S. Newell, Airplane Structure.
6. A. Klemin, Airplane Stress Analysis.
7. H. B. Howard, Stresses in Aeroplane Structures.
8. E. E. Blount, Recent Aspects of Stresses Skin Construction, ASME Trans., октябрь, 1934.
9. L. H. Donnell, Stability of Thin-Walled Tubes Under Torsion, NACA Rep. № 479.
10. F. B. Seely, Advanced Mechanics of Materials.
11. E. E. Sechler, Strength of Thin Metal Structures Beyond the Stability Limit, ASME Aero. Trans., октябрь, 1933.
12. Von Th. Karman, Analysis of Some Typical Thin-Walled Structures, ASME Aero. Trans., октябрь, 1934.
13. Strength of Chrome-Molybdenum Tubing under Bending Due to Transverse Loading, ACIC, № 686, октябрь 7, 19, 34.
14. An Investigation of the Available Information on the Strength Properties of Reinforced Skin Construction, ACIC, № 685, октябрь, 7, 1934.
15. L. H. Donnell, A New Theory for the Buckling of Thin. Cylinders under Axial Compression and Bending, ASME Trans., ноябрь, 1934.
16. E. E. Lundquist, Strength Tests on Thin-Walled Duralumin Cylinders in Torsion, NACA Rep. № 427.

17. F. J. Bridget, C. C. Jerome и A. B. Vosseler, Some New Experiments on Buckling of Thin-Wall Construction, ASME Trans, август, 1934.
18. F. R. Shanley и E. I. Ryder, Stress Ratios, „Aviation", июнь, 1937.
19. W. Hovghard, Torsion of rectangular tubes, Journal of applied mechanics, сентябрь, 1934.
20. P. Kuhn, Strain measurements on small duralumin box beams in bending, Technical notes NACA № 588, 1937.
21. R. L. Springer, Elastic behaviour of box beams, Journal of aeronautics Sciences, март, 1937.
22. D. Williams и C. B. Smith, The experimental determination of the bending actions induced by axial and constraints in rectangular tube in torsion, Report and Memoranda, № 1775, 1937.
23. W. R. Osgood, Column strength of tubes elasticaly restrained against rotation at the ends, NACA Rep. № 615, 1938.
24. Army — Navy — Commerce Committee on Aircraft Requirements Bulletin ANC № 5.
25. E. E. Loudy, Metal Airplane Structures, Wiley, 1938.
26. Stang, Ramberg и Bach, Torsion tests of Tubes, NACA Rep. № 601, сентябрь, 1937.
27. R. I. Roark, Formulas for Stress and Strain, McGraw-Hill 1938. An excellent summary for reference of aeronautical engineers.

ГЛАВА V

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ КРЫЛА

ОСНОВНЫЕ СООБРАЖЕНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ КРЫЛЬЕВ

Опубликовано много исследований в области проектирования крыла с различными выводами в зависимости от того, что было положено в основу исследования. Признано, что основными требованиями к конструкции является малое лобовое сопротивление, небольшой вес, малая стоимость производства и ремонта. Но установить относительное значение каждого из этих факторов трудно. Критерий, который учитывает лишь вес и лобовое сопротивление, как, например, критерий, применяемый Эпсоном (Upson), удовлетворителен; тем не менее он не вполне соответствует тем требованиям, какие многие предъявляют к самолету. В настоящей работе за основной критерий при проектировании принята стоимость. Выбор конструкции крыла транспортного самолета определяется необходимостью снизить стоимость воздушного транспорта до минимума. Автор считает, что этот критерий будет пригоден для самолетов в большей степени, чем какой-либо другой.

Стоимость изменяется в широких пределах в зависимости от времени. Следовательно, наивыгоднейшая конструкция крыла самолета, соответствующая техническим требованиям, также меняется, и любая из существующих конструкций может оказаться в определенных условиях достаточно хорошей.

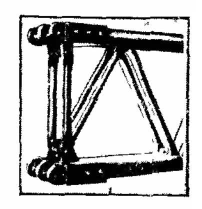
Для обеспечения небольшой посадочной скорости $c_{y\,max}$ должен быть высоким. Таким образом относительная толщина профиля должна находиться в пределах от 8 до 18% средней хорды. Для получения малого лобового сопротивления крыло должно быть тонким, по условию же уменьшения веса свободнонесущее крыло должно быть толстым. Принимая как компромисс толщину, заключающуюся в пределах от 12 до 14%, и суживающееся в плане крыло, можно получить наилучшую конструкцию. Приведенным требованиям вполне соответствуют соображения экономичности как основного критерия при конструировании свободнонесущих крыльев.

СВОБОДНОНЕСУЩИЕ КРЫЛЬЯ

Свободнонесущие крылья в настоящее время изготовляются почти исключительно из металла, хотя в гл. III и было указано, что при заданной перегрузке стоимость изготовления деревянных крыльев значительно ниже. Многие фирмы устанавливают

стоимость деревянных крыльев в два раза ниже стоимости соответствующих металлических крыльев. В арктических областях самолеты с деревянными крыльями даже более предпочтительны, потому что они меньше подвергаются обледенению.

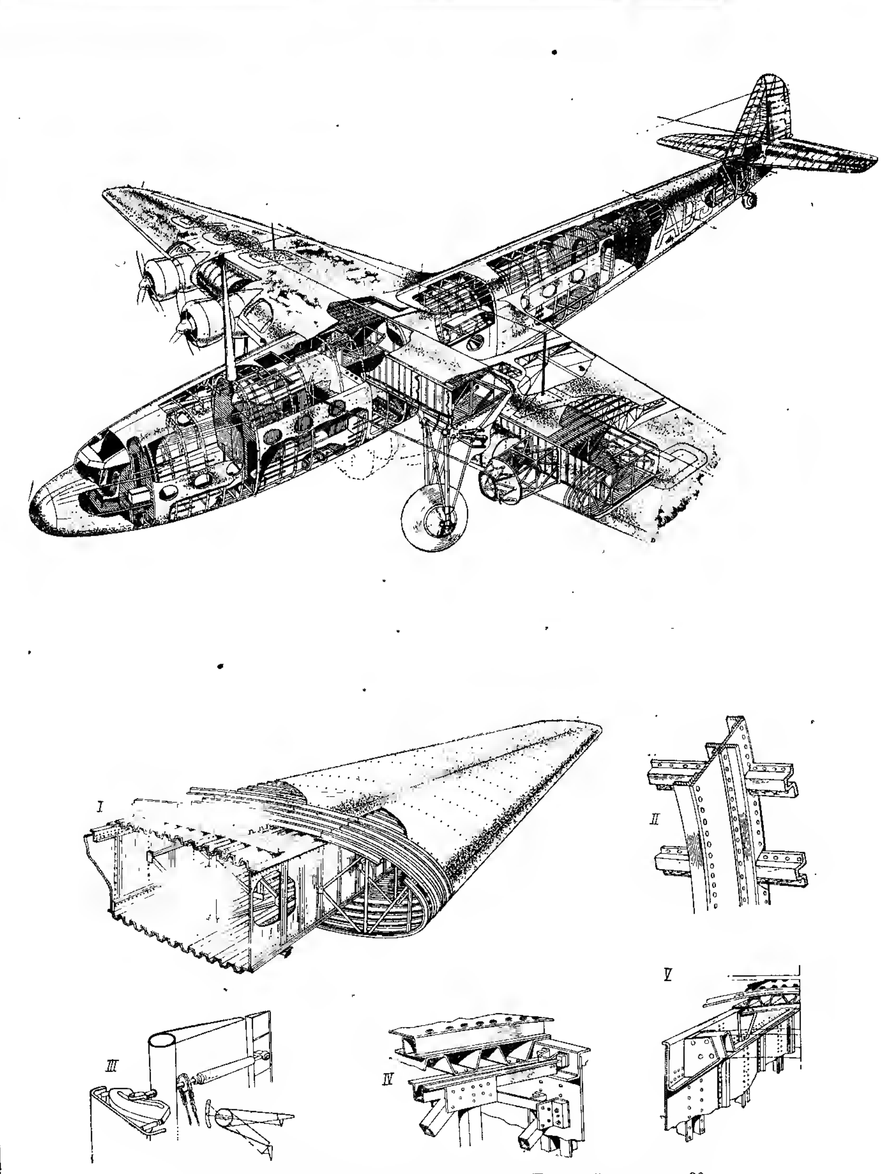
На фиг. 82, 88—91, 153, 154 приведены конструкции типовых металлических свободнонесущих крыльев и их элементы. В каждом из этих крыльев изгибающий момент воспринимают два или более лонжерона, или набор стрингеров (или же равнопрочный гофрированный металлический лист). Крутящий момент крыльев уравновешивают срезывающие усилия, возникающие в металлической обшивке (за исключением крыла Юнкерса, показанного на фиг. 89, в котором применяются диагональные стальные трубы). У передней кромки крыла рекомендуется применять утолщенную обшивку из металлических листов, которая должна выдерживать большие нагрузки, возникающие при пикировании[1]. Часто металлической обшивкой покрывают и заднюю часть крыла, но последние исследования показывают, что такая конструкция нерациональна, и теперь обычно заднюю кромку покрывают полотняной обшивкой, как это сделано на гидросамолете Сикорского S-42. На фиг. 80 приведен фотоснимок крыла со снятой обшивкой, конструкция которого была разработана Материальным отделом управления армии и флота США.



Фиг. 153. Узел разъема крыла с многотрубчатым дуралюминовым лонжероном.

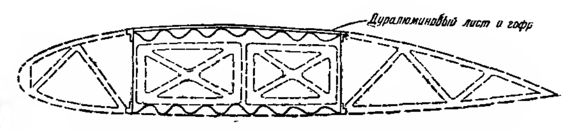
Такое же крыло было установлено на самолете NB-4 Никола Бизли (Nicholas Beazley). На фиг. 155 показаны основные элементы этого крыла. Обшивка крыла подкреплена дуралюминовым гофром. Конструкция со стрингерами, представленными на фиг. 118, получается более легкой, но и более дорогой. Эти стрингеры подвержены скрытой коррозии, и поэтому у гидросамолетов их необходимо заменять менее выгодными Z-образными элементами, представленными на фиг. 117. Крыло с лонжеронами, имеющими более мощные уголки в поясах, можно рассматривать, как видоизменение двухлонжеронного крыла с обшивкой, работающей на кручение. Нервюры предназначены прежде всего для придания крылу жесткости в плоскости $x-z$, для того чтобы при деформации крыла от кручения не возникало перекоса сечений, т. е. чтобы крыло деформировалось так, как показано на фиг. 156, *b*, а не так, как на фиг. 156, *a*. В крыле с работающей обшивкой, представленном на фиг. 158, нервюры могут изгибаться в плоскости $x-y$ что вызывает усилия, направленные от лонжеронов к середине.

[1] Максимальные нагрузки на носок крыла особенно велики при выходе из пикирования и горках. *Прим ред.*



Фиг. 154. Самолет Армстронг-Виккерс Ensign. Полетный вес около 20 *т*.

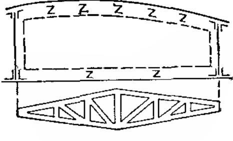
I—конструкция крыла; *II*—крепление стрингеров к шпангоуту; *III*—детали управления триммером руля поворота; *IV*—конструкция лонжерона хвостового оперения; *V*—конструкция лонжерона крыла.



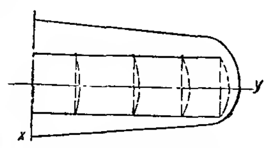
Фиг. 155. Элементы металлического крыла. Сплошные линии показывают основную конструкцию.



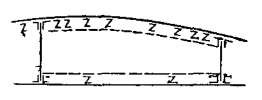
Фиг. 156. Эффект жесткости нервюр (в плоскости x—z).



Фиг. 157. Жесткая нервюра.



Фиг. 158. Деформация верхней части гибких нервюр при изгибе крыла вверх (в плоскости x—y).



Фиг. 159. Желательное распределение стрингеров при гибких нервюрах.

Этот эффект гибкости нервюр можно уменьшить, увеличив жесткость, как показано на фиг. 158, или разместив стрингеры более тесно около поясов лонжеронов (фиг. 159).

ВЕС МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СВОБОДНОНЕСУЩИХ КРЫЛЬЕВ

Рассмотрим вес крыла конструкции, показанной на фиг. 155, для самолета с полетным весом G при данном коэффициенте расчетной перегрузки n' и при условии, что три размера этого крыла (размах, хорда и толщина) могут изменяться независимо друг от друга. Приближенное распределение веса крыла между различными элементами его конструкции приведено в табл. 15, там же показано изменение веса крыла в зависимости от каждой из независимых переменных.

Таблица 15

Вес крыла

Влияние изменения расчетной нагрузки $n'G$, размаха l, средней хорды $b_{ср}$ и средней толщины c на вес $G_{кр}$ трапецевидного металлического свободнонесущего крыла (фиг. 155)

Элементы	Общий вес, %	Изменение $G_{кр}$ в зависимости от:							
		нагрузки		размаха		хорды		толщины	
		e	pe	e	pe	e	pe	e	pe
Полка лонжерона или эквивалентные элементы	33	+0,7	23	1,5	50	0,3	10	−1,5	−50
Ферма, передающая срез, или соответствующая ей деталь . . .	20	+0,7	14	0,8	16	0	0	+1.5	+30
Нервюры	7	+0,5	3	0,8	6	1,0	7	+0,3	+ 2
Передняя кромка (носок)	10	+0,5	5	0,8	8	1,3	13	+0,5	+ 5
Задняя кромка	10	+0,5	5	0,8	8	1,3	13	+0,2	+ 2
Узлы крепления	10	+0.3	3	0,8	8	0	0	0	0
Полотняная обшивка задней кромки и окраска	10	0	0	1,0	10	1,0	1,0	0	0
Итого . . .	100	—	53	—	106	—	53	—	−11

По приведенным значениям pe можно определить полученное изменение общего веса крыла. По итогу в конце таблицы можно вывести приближенную формулу для определения веса крыла:

$$G_{кр} = K_1 (n'G)^{0,53} l^{1,06} b^{0,53} c^{-0,11}.$$

Вес 1 $м^2$ крыла в $кг$ равен:

$$\frac{G_{кр}}{S} = K_2 \frac{(n'G)^{0,53}\, l^{0,06}}{b^{0,47}\, c^{0,11}}.$$

Для крыльев приблизительно одинаковой относительной толщины $\left(\frac{c}{b_{ср}}\right)$ эта формула принимает следующий вид:

$$\frac{G_{кр}}{S} = K_3 \frac{(n'G)^{0,53}\, l^{0,06}}{b_{ср}{}^{0,58}}. \qquad (1)$$

При небольших изменениях удлинения отношение $\frac{l}{b_{ср}}$ изменяется незначительно и

$$\frac{G_{кр}}{S} = K_4 \frac{(n'G)^{0,53}}{b_{ср}{}^{0,52}} \approx 3,85 \sqrt{\frac{n'G}{1000 b_{ср}}}\,[1]. \qquad (2)$$

Эта формула для определения веса крыла выведена Дриггсом (Driggs); графически она изображена на фиг. 22. Независимо от Дриггса несколько ранее была получена другая формула:

$$\frac{G_{кр}}{S} = K_5 \left(\frac{n'G}{b_{ср}}\right)^{0,77}.$$

Эта формула дает большее расхождение с экспериментальными данными, чем формула Дриггса. В результате эмпирического исследования различных типов крыльев биплана, проведенного Уорнером (Warner), была выведена формула:

$$\frac{G_{кр}}{S} = K_6 \frac{(n'G)^{0,44}}{b_{ср}{}^{0,54}} l^{0,06},$$

которая достаточно хорошо согласуется с формулой (1). При более тщательном исследовании изменения веса свободнонесущих крыльев определенного типа можно было бы вывести более точную формулу для каждого типа крыла.

По уравнению (2) и фиг. 22 определим вес крыла самолета, аналогичного представленному на фиг. 20, полетный вес которого $G = 1040$ *кг*; минимальная эксплоатационная перегрузка n (большой положительный угол атаки) равна примерно 4, расчетная перегрузка $n' = 1,5 \cdot 4 = 6$; $n'G = 6 \cdot 1040 = 6240$ *кг*, $b_{ср} = \frac{17,5}{11,6} = 1,5$ *м* и $\frac{n'G}{b_{ср}} = 4160$.

На фиг. 22 при $\frac{n'G}{1000 b_{ср}} = 4,16$ на кривой, соответствующей уравнению Дриггса, $\frac{G_{кр}}{S} = 8$ *кг/м*². Следовательно, общий вес крыла с элеронами обычного типа без закрылков равен приблизительно $8 \cdot 17,5 = 140$ *кг*.

ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ СВОБОДНОНЕСУЩИХ КРЫЛЬЕВ

В ТА (гл. II) указано, что коэфициент лобового сопротивления крыла можно выразить с достаточной для практики точностью следующим уравнением:

$$c_x = c_{xp} + K c_y^2, \qquad (3)$$

---

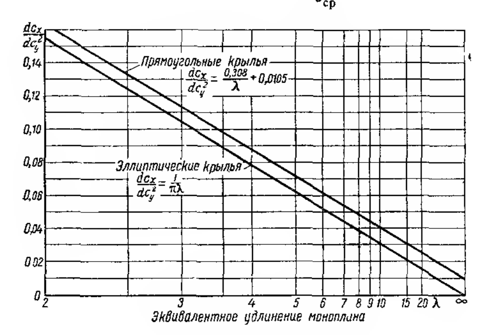
[1] Эти формулы, как показал расчет, довольно хорошо оправдываются. *Прим. ред.*

где c_{xp} является в основном функцией относительной толщины $\frac{c}{b_{cp}}$ и максимальной кривизны средней линии $\frac{t}{b_{cp}}$ согласно следующему уравнению:

$$c_{xp} = 0{,}0055 + 0{,}028\left(\frac{c}{b_{cp}} + \frac{t}{b_{cp}}\right),$$

или для $\frac{t}{b_{cp}} \approx 4\%$:

$$c_{xp} = 0{,}0065 + 0{,}028\frac{c}{b_{cp}}. \quad (4)$$



Фиг. 160. Величина $\frac{dc_x}{dc_y^2}$ в функции удлинения.

Коэфициент индуктивного сопротивления K является в основном функцией удлинения, но, кроме того, также функцией толщины и формы крыла в плане (фиг. 160, 161)[1]. Для крыльев с относительной толщиной профиля от 10 до 18% при коэфициенте сужения в плане от 3:2 до 3:1 коэфициент K с достаточной точностью можно выразить уравнением:

$$K = 0{,}004 + \frac{1}{\pi\lambda} \approx \frac{1\,08}{\pi\lambda}, \quad (5)$$

где λ — удлинение крыла.

По этому вопросу имеются подробные исследования Эптона (JAS, октябрь, 1934). Однако в данном случае, когда лобовое сопротивление крыла рассматривается как фактор, влияющий лишь на стоимость воздушного транспорта, такого уточнения не требуется.

Сила лобового сопротивления крыла выражается через коэфициент лобового сопротивления:

$$X = c_x \frac{\rho}{2} SV^2$$

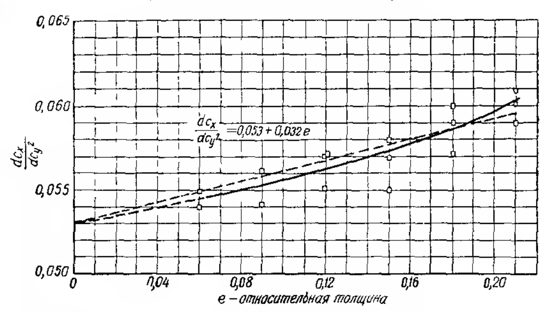
[1] См. Т. А. стр. 31. *Прим. ред.*

(или $X = c_x \frac{SV^2}{16}$ — для стандартной атмосферы на уровне моря). Воспользовавшись уравнениями (3) и (5), можно выразить лобовое сопротивление формулой:

$$X = \left[\left(0{,}0065 + 0{,}028\frac{c}{b_{\text{ср}}}\right) + \frac{1{,}08}{\pi\lambda}c_y^2\right]\frac{SV^2}{16}.$$

Подставив bl вместо S и $\frac{l}{b}$ вместо λ, получим:

$$\frac{X}{V^2} = \frac{40{,}7}{10^6}bl + \frac{1750}{10^6}lc + \frac{21\,500}{10^6}c_y^2b^2.$$



Фиг. 161. Изменение $\frac{dc_x}{dc_y^2}$ в функции относительной толщины.

Лобовое сопротивление всего крыла при скорости 100 *м/сек* равно:

$$X_{100} = 4{,}07bl + 17{,}5lc + 215c_y^2b^2. \qquad (6)$$

Лобовое сопротивление 1 $м^2$ крыла при скорости 100 *м/сек* равно:

$$4{,}07 + 17{,}5\frac{c}{b} + \frac{215}{\lambda}c_y^2.$$

СТОИМОСТЬ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СВОБОДНОНЕСУЩИХ КРЫЛЬЕВ

Стоимость крыла данной конструкции зависит от типа производства. Поэтому она может быть установлена лишь весьма приближенно. По тем же самым причинам не может быть осуществлена рациональная конструкция крыла, отвечающая всем требованиям, изложенным в начале этой главы. Один из способов определения стоимости крыла заключается в том, что общие расходы разделяют на стоимость материалов, стоимость рабочей силы и накладные расходы, причем под материалами обычно подразумевают те, которые закупаются непосредственно фирмой, производящей самолеты. Стоимость материалов для крыла, показанного на фиг. 155, изготовляемого, главным образом, из

дуралюмина, может быть установлена равной около 1,1 *долл/кг.* В эту стоимость входит некоторая прнбавка на потери материалов в производстве, равная 10%. Формула для определення стоимости материалов, необходнмых для изготовления крыла, с относительной толщиной в 15% будет иметь следующий внд (получено по формуле Дриггса):

$$\textit{стоимость материалов} = 0{,}178 b_{ср} l \sqrt{\frac{n'G}{1000 b_{ср}}} \text{ долл.};$$

$$\textit{стоимость материалов} = 0{,}178 l \sqrt{\frac{n'G b_{ср}}{1000}} \text{ долл.}; \qquad (7)$$

Для определения стонмостн рабочей силы в функцин расчетной нагрузки и размеров крыла составлена табл. 16.

Таблица 16

Стоимость крыла

Влияние изменений размаха l, средней хорды $b_{ср}$ и средней толщины c на стоимость рабочей силы для трапецевидного металлического свободионесущего крыла (фиг. 155)

Операция	Общее время % p	Изменение стоимости рабочей силы в зависимости от: размаха		хорды		толщины	
		e	pe	e	pe	e	pe
Отрезать н заклепать гофр	15	0,8	12	0,5	7,5	−0,1	−1,5
Отрезать, сварить н собрать полку, работающую на растяжеине	15	0,8	12	0,5	7,5	−0,1	−1,5
Приклепать верхнюю и нижнюю части к стенкам	8	0,8	6	0	0	+0 5	+ 4
Изготовить и установить нервюры	9	1,0	9	0,8	7	+0,1	+ 1
Изготовить и установить ложные нервюры передней кромки	9	1 0	9	0,8	7	0	0
Изготовить и установить нервюры задней кромки	9	1,0	9	0,8	7	0	0
Изготовить и установить элероны и узлы креплеиия крыла	15	0 2	3	0,3	4	0	0
Обшивка и покраска	20	1,0	20	1,0	20	+0 1	+ 2
Итого	100	—	80	—	60	—	+4

Расчетная нагрузка не включена в эту таблицу, потому что она влияет, главным образом, на вес элементов и имеет мало значения в отношеиии производственных расходов, если размеры крыла остаются постоянными. По табл. 16 стонмость рабочей силы определяется следующим образом:

$$\textit{стоимость рабочей силы} = K_1 l^{0,8} b_{ср}^{0,6} c^{0,04},$$

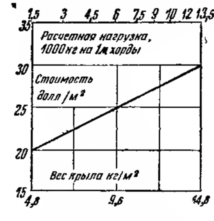
откуда видно, что влнянне толщнны крыла весьма незначнтельно. Расходы на оборудоваиие, обслужнваиие и административные обычио распределяются пропорциональио иепосредственно затраченному труду или заннмаемой площади пола, или пропорционально тому и другому вместе.

Принимая сумму накладных расходов $K_2 b_{cp} l$ равной 100% стоимости рабочей силы, получаем приближенно:

$$\textit{стоимость рабочей силы} + \textit{накладные расходы} = K_3 l^{0,9} b_{cp}^{0,8}. \quad (8)$$

Приближенно стоимость крыла можно выразить двучленным выражением: *стоимость каждого килограмма* + *стоимость каждого квадратного метра*. Стоимость дуралюминиевого крыла рассматриваемого типа при производстве его в небольших количествах довольно точно можно выразить формулой:

$$\textit{стоимость} = 1{,}10G + 16S \text{ (долл.)}. \quad (9)$$



Фиг. 162. Ориентировочная заводская стоимость крыла с дуралюминовой обшивкой.

Стоимость единицы веса такого крыла в Америке фактически устанавливается Алюминиевой компанией (Aluminium Company of America). Стоимость единицы площади может быть снижена до 10,8 *долл/м²* при массовом производстве и рациональной организации, но в случае небольших заказов может повыситься до 32,2 *долл/м²*. Уравнение (9) представлено графически на фиг. 162, где верхний масштаб взят из уравнения Дриггса для веса крыла. Таким образом стоимость крыла можно определить в функции расчетной нагрузки на 1 *м* хорды.

ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КРЫЛА С УЧЕТОМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ МИНИМАЛЬНОЙ СТОИМОСТИ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

При анализе эксплоатационных расходов нужно иметь в виду, что первоначальная стоимость самолета (без моторов) приблизительно равна 0,20 общей стоимости воздушного транспорта. На основании анализа весов типового самолета и предположения, что стоимость его примерно пропорциональна весу, определим начальную стоимость крыла приблизительно равной 0,35 начальной стоимости самолета (без моторов).

Отсюда начальная стоимость крыла будет составлять около 7% общей стоимости воздушного транспорта. Для самолетов, совершающих полеты реже, чем самолеты воздушных линий, доля стоимости крыла будет, конечно, выше.

Расходы по обслуживанию самолета могут составлять 7% от стоимости воздушного транспорта. Бо́льшую часть этих расходов составляют расходы по обслуживанию моторов, приборов, управления и шасси. Расход на осмотр и ремонт крыла выражается не более чем в 1% от общей стоимости воздушного транспорта, даже в случае крыльев с полотняной обшивкой, которые обычно обшивают вновь и окрашивают через каждые три года.

Стоимость горючего в зависимости от лобового сопротивления и веса крыла можно определить следующим образом. Можно показать, что при скорости, соответствующей минимальному лобовому сопротивлению $V_{эк}$, коэфициент вредного и профильного сопротивления самолета c_{x0} равен коэфициенту индуктивного сопротивления $c_{xi} = Kc_y^2$. Крейсерская скорость обычно равна $0{,}9V_{max}$, а $V_{эк}$ обычно составляет $0{,}6\ V_{max}$. Отсюда получим, что при крейсерской скорости

$$c_{xi} = \frac{c_{x0}}{1{,}5^4} \approx \frac{c_{x0}}{5}.$$

Стоимость горючего на 1 *км* пропорциональна сопротивлению (вредное сопротивление плюс профильное сопротивление крыла плюс индуктивное сопротивление). Эта часть расходов на типовой воздушной линии составляет 38% стоимости воздушного транспорта, но может снижаться и до 15—30% (например, для частных самолетов). Но для типовых современных самолетов профильное сопротивление крыла примерно равно 25% вредного сопротивления самолета, а индуктивное сопротивление 20% вредного и профильного сопротивления. В результате простых преобразований этих соотношений можно определить, что стоимость горючего, зависящая от профильного сопротивления крыла, составляет 7% от общей стоимости воздушного транспорта, а стоимость горючего, зависящая от индуктивного сопротивления, 6%.

Индуктивное сопротивление, конечно, зависит от веса самолета. Для типовых самолетов вес крыла составляет в среднем 25% веса пустого самолета, или 17% полетного веса, а *индуктивное сопротивление*, зависящее от веса крыла, повышает стоимость горючего на $0{,}17 \cdot 0{,}06 = 0{,}01$ общей стоимости воздушного транспорта (табл. 17).

Таблица 17

Влияние стоимости крыла, его веса и лобового сопротивления на стоимость воздушного транспорта при крейсерской скорости для воздушной линии

Факторы	Доля стоимости полета, на которую влияет изменение величин *а*, *б* и *в*, %	Изменение стоимости полета при изменении величин *а*, *б* и *в* на 14%, %
а) Начальная стоимость крыла	7	1
б) Лобовое сопротивление крыла	7	1
в) Вес крыла	1	0,29

В графе 3 предполагается условно взятое изменение на 14% каждого из факторов, так как получающиеся в результате этого изменения стоимости воздушного транспорта выражаются в 1% величин *а* и *б*.

Изменение на 14% веса крыла вызывает изменение полетного веса, равное $0{,}17 \cdot 0{,}14 = 0{,}024$, т. е. требует изменения c_y на 2,4% и c_{xi} — на 4,8% $\left(c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi\lambda}\right)$. Так как индуктивное сопротивление повышает стоимость воздушного транспорта на 6%, то вес крыла повышает эту стоимость на $0{,}048 \cdot 0{,}06 = 0{,}0029$.

Из табл. 17 следует, что для экономичности воздушного транспорта в указанных выше условиях себестоимость крыла и его лобовое сопротивление (каждое в отдельности) имеют в три раза большее значение, чем вес крыла. При иных условиях относительные значения этих факторов будут, конечно, другими.

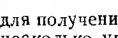
Для снижения стоимости воздушного транспорта до минимума требуется, чтобы крыло при заданной расчетной нагрузке имело небольшую площадь, т. е. большую удельную нагрузку. Следовательно, чем выше посадочная скорость, тем выше и экономичность самолета при условии, что опасность аварии самолета при посадке не становится слишком большой. Коммерческие самолеты совершают посадку с наибольшей посадочной скоростью, разрешаемой ДТ, причем существует постоянное стремление повысить посадочную скорость.

Для получения малого лобового сопротивления крылья следует делать тонкими, так как часть лобового сопротивления, зависящая от толщины, составляет около половины общей величины лобового сопротивления крыла.

Для снижения стоимости воздушного транспорта необходимо снижение веса самолета; этого можно достичь увеличением толщины крыльев, но эффект от этого невелик и экономичность воздушного транспорта требует, чтобы крылья были по возможности тонки. Для получения достаточно жесткой конструкции желательно, чтобы средняя относительная толщина крыла равнялась 10—12% хорды, но во избежание появления флаттера среднюю толщину приходится доводить до 14% хорды. Стоимость крыла при этом увеличивается сравнительно незначительно.

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА

Теперь сравним с экономической точки зрения дуралюминовые моноблочные крылья с крылом, имеющим трубчатые лонжероны из стали SAE-4130 (фиг. 163).



Фиг. 163. Многотрубчатый лонжерон.

Стоимость материала для крыла второго типа в два раза меньше стоимости листового дуралюмина, однако, из табл. 18 следует, что вес крыла будет на 50% больше, и возможно также, что для получения необходимой жесткости толщину крыла придется несколько увеличить. Влияние этих изменений на стоимость воздушного транспорта указано в табл. 18.

Таблица 18

Стоимость крыла

Сравнение стоимости эксплоатации дуралюминового моноблочного крыла со стальным крылом, имеющим трубчатые лонжероны (в долларах) для самолета, представленного на фиг. 20, налетавшего 80 000 *км/год* со скоростью около 160 *км/час*

Наименование	Дуралюминовое моноблочное крыло	Стальное крыло с трубчатыми лонжеронами
Вес 1 $м^2$ крыла, *кг*	7,8	11,7
Стоимость материала на 1 $м^2$ крыла, долл.	8,6	6,45
Стоимость рабочей силы на 1 $м^2$ крыла, долл.	16.1	10,75
Общая себестоимость 1 $м^2$ крыла, долл.	24,7	17,2
Профильное сопротивление на 1 $м^2$ при 160 *км/час*	2,58	3,01
Общая начальная стоимость на 1 $м^2$ (40%) *долл/год*	9,9	6,88
Стоимость, приходящаяся на долю профильного сопротивления на 1 $м^2$, *долл/год*	8,08	9,45
Стоимость, приходящаяся на индуктивное сопротивление на 1 $м^2$, *долл/год*	1,075	1.29
Общая стоимость 1 $м^2$ крыла, *долл/год*	19,0	17,6
Относительная площадь крыла (при постоянной посадочной скорости)	1,0	1,08
Сравнительная стоимость воздушного транспорта за год эксплоатации 1 $м^2$ крыла при постоянной посадочной скорости, долл	19,0	19.0

Начальная стоимость стального крыла с трубчатыми лонжеронами меньше стоимости дуралюминового моноблочного крыла, суммарные же расходы по эксплоатации самолета в обоих случаях одинаковы. При небольшом количестве полетов стальное крыло может оказаться более выгодным.

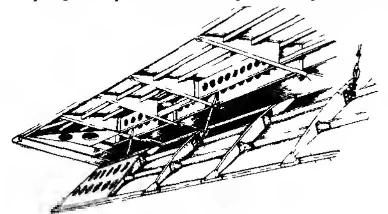
ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ ЩИТКОВ

Для получения большей скорости конструкторы всегда стремятся уменьшить вредное сопротивление самолета, уменьшая тем самым и углы планирования. Поэтому возникают затруднения с посадкой скоростных самолетов на небольших посадочных площадях. Для преодоления этого затруднения многие современные самолеты снабжают щитками, служащими аэродинамическими тормозами. Но при этом приходится несколько увеличить вес, повысить себестоимость и расходы по обслуживанию.

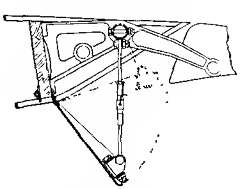
Щитки-закрылки дают возможность при заданной посадочной скорости применять крылья меньшей площади, так как позволяют в значительной степени повысить $c_{y\,max}$ крыла. Как уже было указано, меньшие крылья (бо́льшая нагрузка на 1 $м^2$) обычно выгоднее в отношении большей экономичности воздушного транспорта.

Большой $c_{y\,max}$ можно получить при крыле с предкрылками, но на значительно большем угле атаки, чем при закрылках, и

для осуществления посадки самолета на три точки крыло должно быть установлено под слишком большим углом к фюзеляжу, что невыгодно на крейсерской скорости. В США предкрылки применяют редко[1]. В технических требованиях для самолета, если нужна большая скорость и большой угол планирования, всегда предусматриваются закрылки (фиг. 164 и 165).

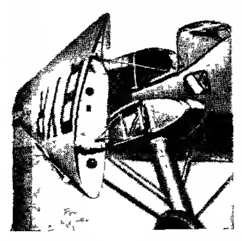


Фиг. 164. Конструкция закрылка Цапа.



Фиг. 165. Механизм закрылка и установка элерона.

Установленные на летающей лодке Сикорского S-42 щитки обеспечивают не только более крутое планирование и меньшую посадочную скорость, но и облегчают взлет. В летающей лодке Сикорского S-42 совместное использование щитка и обдувки винта позволило осуществлять посадку на малой мощности при исключительно больших значениях $c_{y\,max}$, что дало возможность получить коммерческую лицензию на этот самолет, который по своим основным размерам сильно отклоняется от нормы $\left(\frac{G}{S}=140\ кг/м^2;\ V_{min}=119\ км/час\right.$ при $n=1400$ об/мин. при щитках, отклоненных на $37°\Big)$.



Фиг 166. Закрылок Фаулера.

Широко распространенным в настоящее время типом щитков являются щитки-закрылки. Наибольший $c_{y\,max}$ дают закрылки Фаулера (фиг. 166), но они дороги. Собственно говоря, экономически обосновать конструкцию закрылков в данное время нельзя вследствие отсутствия сведений относительно их стоимости, конструкции и эксплоатационных расходов. Цифровые данные, необходимые для проектирования крыльев с закрылками, приведены в *табл.* 19, но, *применяя данный метод, эти* величины следует рассматривать как иллюстративные и не считать их достаточно надежными. При каком-либо особом типе конструкции и органи-

[1] В настоящее время предкрылки получают большое распространение. *Прим. ред.*

Таблица 19

Расчетные данные для проектирования крыльев с закрылками

Тип механизации	Схемы механизации	$c_{y\,max}$[1]	$c_{x\,min}$ при неотклоненном щитке	$-c_{m0}$ при отклоненном щитке	Добавочный вес, %	Минимальное добавочное лобовое сопротивление, %	Добавка себестоимости, %	Добавка эксплоатационных расходов, %	Возможное относительное уменьшение хорды
Нормальное крыло		1,4	0,010	0.07	0	0	0	0	1
Щиток-закрылок		2,1	0 010	0,26	10	2	15	1	0,67
Закрылок[1]		2,2	0,010	0 30	5	5	10	1	0,64
Щиток со щелью		2,2	0,010	0,29	12	5	15	2	0 64
Закрылок Цапа		2,4	0,010	0,40	12	2	20	2	0,58
Щиток и элероны на передней кромке		2,4	0 011	0 22	15	10	20	2	0,50
Закрылок Фаулера		2,8	0,011	0.80	20	10	30	3	0,50
					$\frac{\Delta G}{G}$	$\frac{\Delta X}{X}$	$\frac{\Delta c_1}{c_1}$	$\frac{\Delta c_2}{c_2}$	$\frac{\Delta S}{S}$
					К постоянной площади крыла				

[1] Закрылок расположен по всему размаху крыла, имеет хорду, равную 30% хорды крыла, отклонен вниз на 45°.

зации производства эти величины будут сильно отличаться от приведенных в таблице; тем не менее и их можно частично использовать. Вычисляя добавочный вес, необходимо учитывать, что закрылки требуют увеличения веса самолета вследствие установки управления ими и утяжеления крыла для выдерживания большего крутящего момента[1]. При закрылках также незначительно увеличивается лобовое сопротивление из-за наличия неровностей на поверхности крыла (неизбежных при установке закрылков, хотя в некоторых случаях этим фактором можно пренебречь).

Перед проектированием самолета полезно собрать экономические данные, аналогичные приведенным в табл. 22. Как показывают расчеты, основанные на данных табл. 19, закрылки дают возможность уменьшить вес крыла и его начальную стоимость. Влияние закрылков на стоимость воздушного транспорта, конечно, зависит от условий эксплоатации. При закрылках типов Холл и Фаулер не наблюдается общей экономии в стоимости воздушного транспорта. Точность вычисления веса крыла и стоимости его меньше указанных в таблице величин; поэтому нельзя установить, какой тип закрылка является наилучшим. Однако многие летчики предпочитают не пользоваться закрылками из-за резкого наступления потери скорости.

Закрылки третьего и шестого типов стоят на первом месте в отношении уменьшения стоимости воздушного транспорта, причем закрылок шестого типа стоит на первом месте также и в отношении начальной стоимости. При составлении этих таблиц

Таблица 20

Экономические соотношения для крыльев с различными типами закрылков при одинаковых условиях эксплоатации и при постоянной посадочной скорости и скороподъемности

Тип механизации	Относительный вес крыла	Относительная стоимость крыла	Экономия на себестоимости воздушного транспорта, %	Экономия на стоимости воздушного транспорта вследствие уменьшения вредного сопротивления, %	Чистая экономия на стоимости воздушного транспорта, %
Щиток-закрылок	0,89	0,84	1,1	0,4	+ 0,5
Закрылок	0,83	0,73	1,9	0,4	+ 1,3
Щиток со щелью	0,89	0,82	1,2	0,4	— 0,4
Закрылок Цапа	0,84	0,77	1,6	0,5	+ 0,1
Щиток и элероны на передней кромке	0,79	0,60	2,8	0,5	+ 1,3
Закрылок Фаулера	0,84	0,77	1,6	0,5	— 0,9

[1] Не всегда наличие щитков на крыле увеличивает расчетный крутящий момент для крыла. *Прим. ред.*

не учитывалась необходимость применения элеронов при всех типах закрылков за исключением шестого типа, так что в действительности закрылок шестого типа имеет больше преимуществ, однако полетные испытания показали, что элероны, размещенные на передней кромке, неудовлетворительны.

РАСЧЕТ КРЫЛА НА ПРОЧНОСТЬ

У большинства современных самолетов крылья делаются свободнонесущими. Проектирование и расчет на прочность таких крыльев относятся к строительной механике и к расчету и исследованию консольных балок.

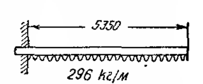
Предварительный расчет корневого сечения свободнонесущего крыла состоит из:

1) вычисления изгибающего момента у корня при расчетной нагрузке;

2) определения необходимого момента сопротивления в этом сечении (принимают допустимое напряжение $\sigma_{изг.\,доп}$ и пользуются уравнением $\frac{I}{y} = \frac{M}{\sigma_{изг.\,доп}}$);

3) распределения материала по контуру для получения требуемого момента сопротивления сечения.

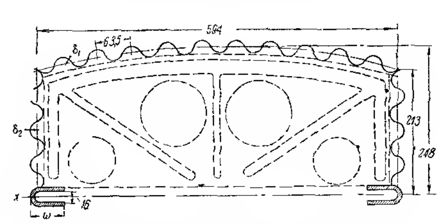
У самолета, представленного на фиг. 20, при данных, приведенных в гл. II (стр. 81), и при эксплоатационной перегрузке в случае большого положительного угла атаки, равной 4,08 (как было установлено), крыло является консольной балкой (фиг. 167). Удельная нагрузка для упрощения показана постоянной по всему размаху; у конца крыла допускается уменьшение этой нагрузки, пропорциональное хорде. Общая аэродинамическая нагрузка на крыло равна $4{,}08 \cdot 910 = 3700$ *кг*. Однако вес и инерционные силы крыла прилагаются непосредственно к самому крылу и не включаются в нагрузку, вызвавшую изгибающий момент. Для крыла весом 136 *кг* эксплоатационная изгибающая нагрузка на крыло равна $4{,}08\,(910 - 136) \approx 3150$ *кг*. Она распределяется по всему полуразмаху в 5,35 *м*, так что средняя погонная нагрузка на 1 *м* равна $\frac{3150}{2 \cdot 5{,}35} = 295$ *кг/м*. Максимальный изгибающий момент равен $\frac{3150}{2} \cdot \frac{5{,}35}{2} = 4205$ *кг·м* $= 420\,500$ *кг·см*.



Фиг. 167. Изгибающие нагрузки на свободнонесущее крыло.

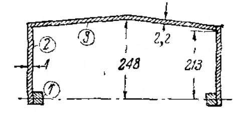
Для моноблочного крыла из гофрированного дуралюмина (фиг. 168) при определении $\frac{I}{y}$ удобнее всего воспользоваться методом последовательных приближений. Принимая размеры, указанные на фиг. 168 (стандартный гофр с шагом $P = 6{,}35$ *см*, радиус волны $R = 0{,}282 \cdot 6{,}35 = 1{,}79$ *см*, $\delta = 1{,}83$ *мм* для верхней поверхности), получаем $\frac{R}{\delta} = 9{,}8$; по фиг. 297 нахо-

дим, что критическое (выпучивающее) напряжение равно 31 $кг/мм^2$. При расстоянии между нервюрами, равном 39 *см*, $i = 0{,}1077 \cdot P = 0{,}68$, $\frac{l}{i} = 57$ и при коэфициенте заделки $c = 1{,}0$



Фиг. 168. Крыло из гофрированного дуралюмина для применения на самолете фиг. 20.

имеем $\sigma_{доп.\,изг} = 17{,}5\ кг/мм^2 = 1750\ кг/см^2$. Это и является допускаемым сжимающим напряжением при изгибающем моменте, возникающем от расчетной нагрузки при коэфициенте безопасности 1,5. Следовательно,



Фиг. 169. Упрощенная схема сечения, изображенного на фиг. 168, для подсчета моментов инерции.

$$\frac{I}{y} = \frac{M}{\sigma_{доп.\,изг}} = \frac{1{,}5 \cdot 420\,500}{1750} = 360\ см^3.$$

Для вычисления момента инерции сечения, представленного на фиг. 168, весьма удобно заменить его несколькими плоскими пластинками эквивалентной толщины, равной $1{,}228\delta$, так как $W_e = 1{,}228W$ (см. стр. 325). Подобная упрощенная схема представлена на фиг. 169.

Для вычисления момента сопротивления сначала необходимо по уравнению $y\Sigma F = \Sigma yF$ определить положение нейтральной оси. Это выполнено при помощи табл. 21, из которой следует, что ц. т. сечения находится на расстоянии 13,6 *см* над центральной линией основных швеллеров. В табл. 22 приведены величины момента инерции, вычисленные по формуле

Таблица 21

Определение ц. т. для сечения, показанного на фиг. 169

№ площади	Площадь F $см^2$	y $см$	Fy $см^3$
1	8,4	0	0
2	4,26	10,65	45,4
3	13,3	2,95	306,0
Итого. . .	25,96	13,60	351,4

$$I = \bar{I} + Fy^2,$$

где $\bar{I}$ — момент каждого элемента относительно оси, проходящей через ее ц. т.;

y — расстояние ц. т. каждой части до ц. т. всего сечения.

При вычислении $\frac{I}{y}$ для верхних волокон y нужно рассматривать как расстояние от оси, проходящей через ц. т., всего сечения до наружных частей гофра $24{,}8 - 13{,}60 = 11{,}2$ *см*. Вычисленный момент сопротивления сечения (263 *см*^{3}) получился несколько меньше необходимого (360 *см*^{3}). Вычисления показывают, что для верхней поверхности следует выбирать стандартные листы большей толщины, но так как мы задавались приближенным распределением нагрузок, то принятые размеры можно признать удовлетворительными.

Необходимо выполнять расчет прочности для всех случаев полета для нескольких сечений крыла. Запасы прочности рекомендуется сводить в таблицу. Пример расчета приведен лишь для случая первого (табл. 23) и лишь для одного сечения крыла на расстоянии от конца крыла $l = 535$ *см*. Напряжения в гофре должны быть вычислены как результирующие, возникающие под действием изгибающих и скручивающих нагрузок. Определение изгибающего момента является лишь уточнением вычислений, проделанных при предварительном проектировании (приведенном выше); при этом следует учитывать сужение конца крыла. Кручение возникает под действием момента подъемной аэродинамической силы относительно оси жесткости балки.

Таблица 22

Момент инерции

(фиг. 169)

№ площади	Площадь F *см*^{2}	y *см*	Fy^2 *см*^{4}	I
1	8,4	13,6	1542	8,3
2	4,26	2,94	37	163
3	13,3	9,45	1180	12,5
			2759	183,8

Суммарный момент инерции $I = 2942{,}8$. Для верхних волокон $\frac{I}{y} = \frac{2942{,}8}{11{,}2} = 263$ *см*^{3}.

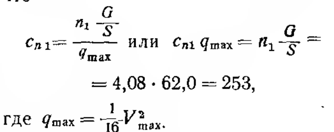
Принимая эксплоатационную нагрузку равной 4,08 и вес самолета (без крыльев) равным 774 *кг*, получим, что эксплоатационная нагрузка на крылья равна $4{,}08 \cdot 774 \approx 3150$ *кг*. Наиболее неблагоприятные условия распределения нагрузки по размаху, согласно требованиям, приведенным в „Авиационном бюллетене" № 7А (стр. 354) для свободнонесущих крыльев, заключаются в том, что c_n постоянно по всему размаху. Это означает, что постоянна нагрузка на 1 *м*^{2} площади крыла, и поэтому нагрузка трапециевидного крыла аналогична нагрузке балки, представленной на фиг. 170.

Весьма удобно и желательно пользоваться методом, приведенным в „Авиационном бюллетене“ № 26 (стр. 409—414), для определения нагрузки и построения эпюр моментов и срезывающих сил для крыла.

Применяя указанный способ, заметим, что для случая первого (положительный угол атаки), как уже было определено, $n_1 = 4{,}08$ (эксплоатационная перегрузка) и

$$\frac{G}{S} = \frac{910}{14{,}6} = 62{,}0\ кг/м^2.$$

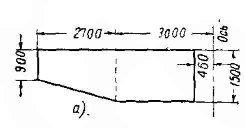
Для случая первого („Авиационный бюллетень“ № 7А, § 15, п. В) указано, что



$$c_{n\,1} = \frac{n_1 \frac{G}{S}}{q_{max}} \quad \text{или} \quad c_{n1}\, q_{max} = n_1 \frac{G}{S} =$$

$$= 4{,}08 \cdot 62{,}0 = 253,$$

где $q_{max} = \frac{1}{16} V^2_{max}$.



Фиг. 170. Схема крыла a и распределение нагрузки b при постоянном c_n.

Подставляя $V_{max} = 49{,}4\ м/сек$, получаем:

$$q_{max} = 152\ кг/м^2;$$

отсюда

$$c_{n\,1} = 4{,}08 \frac{62}{152} = 1{,}66.$$

Вес части крыла, находящейся вне фюзеляжа, был принят равным 136 *кг*. Следовательно,

$$e = \frac{G_{кр}}{G} = \frac{136}{910} = 0{,}15.$$

В сечении крыла, где хорда равна b' [*м*], погонная нагрузка (на 1 *м* размаха) будет

$$Y_x = (1 - e)\, c_{n\,1} q b' = (1 - e)\, n_1 \frac{G}{S} b' =$$

$$= 0{,}85 \cdot 253 b' = 215 b'\ [кг/м]. \qquad (10)$$

Погонный крутящий момент m относительно оси жесткости, находящейся на расстоянии xb' [*м*] позади передней кромки профиля, по фиг. 171 равен:

$$m_x = (B_x c_n + c_{ma})\, q\, (b')^2,$$

где $B_x = x - a + e(j - a)$.

Фиг. 171. Схема для вычисления моментов относительно оси жесткости.

Для рассматриваемого крыла $xb' = 0{,}5\ м$ (от передней кромки до оси коробки во всех сечениях): $a = 0{,}243$ для дужки (NACA-2415), $e = 0{,}85$, $j = 0{,}40$ до ц. т. крыла (в случае крыла без закрылков).

Возьмем: $c_{ma} = -0{,}040$, $c_n = 1{,}66$, $q = 152$ *кг/м²*. Находим:

$$B_x = \frac{0{,}5}{b'} - 0{,}243 + 0{,}85(0{,}40 - 0{,}243) = \frac{0{,}5}{b'} - 0{,}110$$

и

$$m_x = \left(\frac{0{,}5}{b'} - 0{,}110\right) 253\,(b')^2 - 0{,}040 \cdot 152\,(b')^2 = 126{,}5b' - 34\,(b')^2. \quad (11)$$

Необходимо рассчитать запас прочиости коробки моноблочиого крыла при сложных напряжениях, возиикающих при изгибе под действием подъемиой силы крыла, определяемой уравнеиием (10), кручении относительно оси жесткости под действием момеита, определяемого уравнением (11), и изгибе относительно вертикальной оси под действием тангенциальной силы, определяемой следующим образом.

Сначала определяют угол атаки, предполагая, что $c_y = c_{n1} = 1{,}66$ и принимая:

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = \left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)_6 \frac{4}{3 + \frac{6}{\lambda}} = 4{,}25 \frac{4}{3 + \frac{6}{8{,}4}} = 4{,}57.$$

Затем находят:

$\alpha_a = \frac{1{,}66}{4{,}57} \approx 0{,}363$ радиана $= 20{,}9°$ (угол отиосительно хорды нулевой подъемной силы). Для $\alpha_0 = 1{,}7°$

$$\alpha = 20{,}9 - 1{,}7 = 19{,}2°.$$

Теперь выведем формулу коэфициента лобового сопротивлеиия. Из ТА (стр. 178) для $\lambda = 6$ находим:

$$c_{x\,6} = 0{,}0099 + 0{,}062c_y^2.$$

Методом, указанным в „Авиационном бюллетене" № 26, вычисляем:

$$K = \frac{1}{\lambda_N} - 0{,}1667 = \frac{1}{8{,}4} - 0{,}1667 = -0{,}048;$$

$c_x = c_{x\,6} + 0{,}318 \cdot Kc_y^2 = 0{,}0099 + c_y^2(0{,}062 - 0{,}318 \cdot 0{,}048) = 0{,}0099 + 0{,}047c_y^2$ и для $c_y = 1{,}66$ получаем $c_x = 0{,}139$.

Вычислим c_t из следующего уравнения:

$$c_t = -1{,}66 \sin 19{,}2° + 0{,}139 \cos 19{,}2° = -0{,}545 + 0{,}131 = -0{,}414$$

(заметим, что если значение c_t меньше $-0{,}2c_n$, то c_t следует брать $-0{,}332$). Знак минус означает, что сила направлена по хорде вперед. Удельиая тангеициальная нагрузка определяется по аналогии с уравненнем для нормальной силы:

$$X_x = c_t q b' = -0{,}414 \cdot 152b' = -63b'. \quad (12)$$

Как правило, растягивающие и сжимающие иапряжения, возникающие при изгибе под действием тангенциальной нагрузки

[уравнение (12)], незначительны. Суммарное срезывающее напряжение, вызываемое тангенциальной силой и кручением, иногда может оказаться расчетным. Этот случай возможен на нижней поверхности крыла. На верхней поверхности срезывающие силы компенсируют друг друга как при случае первом, так и при случае третьем, и поэтому суммарные напряжения обычно не вычисляют.

Уравнения для определения срезывающих сил и изгибающих моментов, вызываемых действием изгибающих сил, можно получить из уравнения (10), найдя аналитически выражение для хорды крыла b' и представляя ее в функции расстояния по размаху. Интегрируя, получаем для срезывающей нагрузки выражение:

$$Q_x = \int Y_x \, dy$$

и для изгибающего момента:

$$M = \int Q_x \, dy.$$

Для крыльев необычной формы пользование таблицами, приведенными в „Авиационном бюллетене“ № 26 (стр. 409—412), может оказаться более удобным, но для интегрирования приведенных в таблице величин (по правилу Симпсона или аналогичному) потребуется значительная затрата времени. Для рассматриваемого крыла соотношение между хордами b' и расстояниями l' от конца крыла следующее:

от $l = 0$ до $l' = 2{,}70$ *м*

$$b' = 0{,}9 + 0{,}222 l';$$

от $l' = 2{,}70$ до $l'' = 5{,}3$ *м*

$$b' = 1{,}50 \text{ м}.$$

Соответствующие уравнения для Y_x, Q и M следующие:

$$\left.\begin{aligned} Y_x &= 197{,}0 + 48 l' \ \text{кг/м}; \\ Q &= 197 l' + 24 (l')^2 \ \text{кг}; \\ M &= 98{,}5 (l')^2 + 8 (l')^3 \ \text{кг}\cdot\text{м}; \end{aligned}\right\} \text{для трапецевидной части}$$

$$\left.\begin{aligned} Y_x &= 330 \ \text{кг/м}; \\ Q &= (330 l' - 185) \ \text{кг}; \\ M &= [165 (l')^2 - 185 l' + 165] \ \text{кг}\cdot\text{м}. \end{aligned}\right\} \text{для прямоугольной части}$$

Эти уравнения представлены графически на фиг. 172.

После расчета нагрузок вычисляют напряжение изгиба и запас прочности для нескольких сечений крыла. При предварительном проектировании по размерам, указанным на фиг. 168, было найдено, что $\frac{I}{y} = 284 \cdot 10^3$. Отсюда, взяв по фиг. 172 $M =$

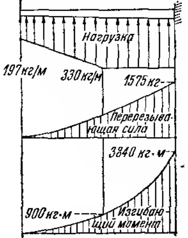
$= 3840 \cdot 10^3$ *кг·мм* (вместо принятого в предварительном расчете $4250 \cdot 10^3$ *кг·мм*), вычисленное напряжение изгиба (при коэффициенте безопасности 1,5) получим равным:

$$\sigma_{изг} = \frac{3840 \cdot 10^3 \cdot 1{,}5}{284 \cdot 10^3} = 20{,}4\ кг/мм^2.$$

При допускаемом напряжении 17,5 *кг/мм*², определенном в предварительном расчете конструкции, запас прочности равен:

$$\frac{17{,}5}{20{,}4} - 1 = -0{,}137 = -13{,}7\%.$$

Подобным же способом необходимо вычислить запас прочности и для других сечений крыла. Результаты должны быть представлены в виде табл. 23.



Фиг. 172. Эпюра срезывающих сил и изгибающих моментов для крыла.

Таблица 23

Запас прочности для лонжеронов крыла

Расстояние сечения от конца крыла, *м*	0	1	2	3	4	5,35
Хорда крыла, *м*	0.91	1,14	1,36	1,52	1,52	1,62
Толщина верхнего листа σ, *мм*	—	—	—	—	—	1,8
Толщина стенки лонжерона σ, *мм*	—	—	—	—	—	0.8
Ширина нижнего пояса лонжерона *w*, *мм*	—	—	—	—	—	70
Момент сопротивления сечения $\frac{I}{y}$, *мм*³	—	—	—	—	—	$284 \cdot 10^3$
Случай 1						
Напряжение изгиба, *кг/мм*²	—	—	—	—	—	20,4
Запас прочности, %	—	—	—	—	—	— 13,7
Срезывающее напряжение в гофре и т. д.	—	—	—	—	—	—

Приведенные выше вычисления требуют затраты большего количества времени и труда. Поэтому для экспериментальных самолетов и для самолетов, изготовляемых в небольшом количестве, может оказаться нерациональным производить полный расчет на прочность. Для определения приближенных размеров наиболее важных частей вполне достаточно предварительных расчетов, выполненных при эскизном проектировании, а расчет на прочность можно заменить статическими испытаниями („Авиационный бюллетень" № 7А, § 11, 1). Для получения лицензии (разрешения) расчет на прочность необходим.

ЗАДАЧИ

Задача 1. По уравнению Дриггса и фиг. 22 определить вес крыла летающей лодки, перегрузка для которой была вычислена в гл. II (задача 1).

Задача 2. На основе эскизного проекта, разработанного самим учащимся, сравнить два возможных типа конструкции крыла при определенных заданных условиях эксплоатации и способом, приведенным в табл. 18, определить, какая конструкция экономичнее.

Задача 3. Пользуясь табл. 19, определить: а) наиболее экономичный тип закрылков для летающей лодки, представленной на фиг. 44; б) наиболее экономичный тип закрылков для самолета, разработанного учащимся.

Задача 4. Рассчитать необходимые размеры корневого сечения проектируемого крыла.

Задача 5. Сделать предварительный эскиз крыла самолета, сконструированного учащимся, и вычислить запас прочности для лонжеронов крыла на расстояниях $\frac{l}{8}$, $\frac{l}{4}$ и $\frac{l}{2}$ от конца крыла (l — полуразмах) для описанного в нормах прочности случая полета на большом положительном угле атаки.

Фиг. 173.

Задача 6. Вес самолета $G = 1090$ *кг*, коэфициент эксплоатационной перегрузки 4;

а) найти максимальный изгибающий момент в *кгм*;

б) определить максимальные напряжения изгиба для сечения, показанного на фиг. 173.

ЛИТЕРАТУРА

1. R. H. Upson и M. J. Thompson, The Drag of Tapered Cantilever Airfoils, JAS, октябрь, 1934.
2. R. H. Upson, Wings A Coordinated System of Basic Design, SAE Journ., январь, 1930.
3. E. E. Blount, Recent Aspects of Stressed Skin Construction, JAS, октябрь, 1934.
4. E. P. Warner, Estimation of the Weight of Airplane Parts., Journ. Roy. Aer. Soc., январь, 1923 (см. также Aviation Handbook).
5. K. D. Wood, Weight Reduction of Drag Reduction in Airplane Design, Aviation Engineering, январь, 1932.
6. R. I. White и H. M. Autz, Tests on the Stress Distribution in Reinforced Panels. JAS.
7. D. R. Berlin, Stressed Skin Structures for aircraft, SAE Journ., ноябрь, 1936.
8. Fabric in Shear, Aircraft Engineering, август, 1937.
9. L. Howland, Effect of rivet spacing on stiffened thin sheet under compression, JAS, октябрь, 1936.

ГЛАВА VI

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ОРГАНОВ И ПРОВОДКИ УПРАВЛЕНИЯ

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРГАНОВ И ПРОВОДКИ УПРАВЛЕНИЯ

Удовлетворительно спроектированный самолет должен иметь устойчивость и управляемость относительно всех трех осей. Поперечная устойчивость создается поперечным V крыла; поперечная управляемость осуществляется при помощи элеронов.

Таблица 24

Основные соотношения поверхностей управления
(для эскизного проектирования)

Отношения	Поверхности управления		
	боковые [1] (элероны)	вертикальные (киль, руль поворота)	горизонтальные (стабилизатор, руль высоты)
Суммарная площадь поверхностей управления, отнесенная к площади крыла	0,09—0,10	0,075—0,085	0,16—0,20
Площадь подвижных поверхностей, отнесенная к суммарной площади поверхностей управления . .	0,18—0,29	0,50—0,60	0,50—0,55
Площадь аэродинамической компенсации, отнесенная к площади подвижных поверхностей	0,20—0 26	0,16—0,24	0 16—0,26
Площадь триммеров, отнесенная к площади подвижных поверхностей, расположенной сзади оси шарниров .	0,04—0,06	0,05—0,10	0,05—0,10
Удлинение	—	1,0—1,8	3,5—4 5

Продольная устойчивость и устойчивость пути создаются обычно поверхностями хвостового оперения; у „бесхвостых“ самолетов

[1] Вероятно, имеется в виду отношение площади элерона к площади крыла расположенной впереди элерона. *Прим. ред.*

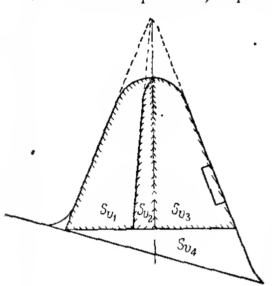
органы управления расположены вдоль задней кромки крыла. Закрылки на задней кромке крыла могут быть использованы на бесхвостом самолете как рули высоты, но тогда они не могут служить приспособлением для увеличения подъемной силы. Это один из основных недостатков бесхвостых самолетов, так как приспособления, служащие для увеличения подъемной силы, обычно дают возможность достичь большей экономичности конструкции крыла.

Бесхвостые самолеты иногда обладают некоторыми преимуществами, однако, в настоящей главе рассмотрены лишь самолеты с обычным хвостовым оперением.

Для эскизного проектирования рекомендовалось (стр. 25) задаться площадями поверхностей управления и стабилизатора в процентах от площади крыла.

Более подробные исследования принятых отношений приведены в табл. 24, составленной Рутом (L. E. Root).

Значение терминов, приводимых в этой таблице, показано на фиг. 174 на примере вертикального оперения.



Фиг. 174. Метод выбора аэродинамически компенсированного вертикального оперения при постоянной величине компенсации (патент Дуглас) и значение терминов, приведенных в табл. 24.

S_{v_1}—площадь неподвижной поверхности; $S_{v_2}+S_{v_3}$ — площадь подвижной поверхности; $S_{v_1}+S_{v_2}+S_{v_3}$ — суммарная поверхность управления; S_{v_2} – площадь компенсации S_{v_3}—площадь подвижной поверхности, находящаяся за осью шарниров; $S_{v_1}+S_{v_2}+S_{v_3}+S_{v_4}$ — суммарная площадь всей выступающей за пределы фюзеляжа поверхности.

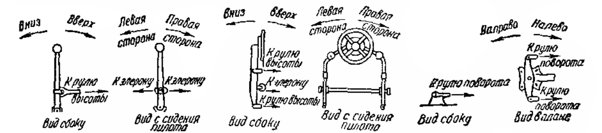
После того как хвостовое оперение спроектировано, желательно исследовать его качества путем специальных испытаний в аэродинамической трубе или посредством методов, изложенных в ТА (гл. VII и VIII).

Расчеты или специальные испытания должны показать, будет ли самолет устойчив и будут ли размеры поверхностей управления достаточны, чтобы обеспечить ему возможность производить желательные маневры (обычно взлет, набор высоты, поворот, пикирование, выход из пикирования и посадку).

Пока специальные испытания на определение шарнирных моментов не сделаны, неизвестны и усилия, которые необходимо приложить к ручке управления при различных маневрах, а также неизвестно, достаточно ли усилия летчика для управления самолетом.

Типовые (по стандарту SAE) ручка управления, штурвал и способ управления рулями показаны на фиг. 175, 176, 177, а размеры для подгонки управления по стандарту для летчика (США или Англии) показаны на стр. 277.

Угловое перемещение поверхностей управления определяется пределом аэродинамической эффективности, размерами кабины и положением летчика. Как видно из табл. 25, возможности у летчика отклонять поверхности управления малы. Сущест-



Фиг. 175. Ручка управления для руля высоты и элеронов (SAE).

Фиг. 176. Штурвальное управление рулем высоты и элеронами (SAE).

Фиг. 177. Управление рулем поворота.

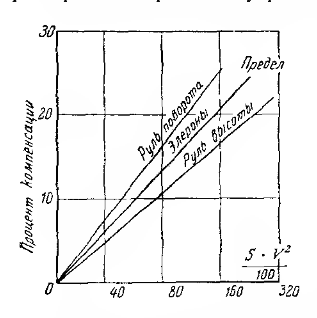
вуют определенные границы не только для максимальных усилий, которые летчик может приложить к ручке, но также для величин усилий, которые он может приложить, не утомляясь (также показано в табл. 25).

Таблица 25

Пределы углов и усилий для проектирования системы управления

Наименование углов и усилий	Элероны	Руль поворота	Руль высоты
Угловое перемещение подвижной поверхности в градусах	От 0 до 15° — 15 до 25 + = задняя кромка вниз	± 15 до 30 + = задняя кромка влево	+ 10 до 20 — 15 до 30 + = задняя кромка вниз
Суммарное угловое перемещение ручки управления в градусах	40 до 50	40 до 50	40 до 50
Максимальное усилие, полученное летчиками NACA, *кг*	40,7	204	90,5
Эксплоатационные усилия для расчета . . . . AB7-A Sec31 (*G*—полетный вес) min	22,6 13,6 + 0 02 × × (*G*—227)	90,5 58 8	58 8 31,8 + 0,06 × × (*G*—227)
Среднее усилие (летчики NACA), *кг*	15,8	181	43
Максимальное усилие по техническим требованиям TWA	13.5 (штурвал)	67,8	34,0

Небольшие или тихоходные самолеты с соответствующими размерами поверхностей управления, данными в табл. 24, не требуют аэродинамической компенсации, так как необходимые усилия для управления ими не выходят за пределы, указанные в табл. 25.

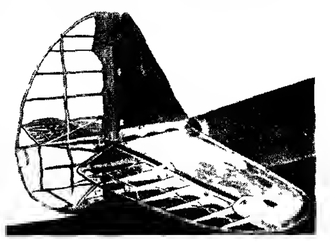


Фиг. 178. Диапазон размеров поверхности управления и скоростей, для которых употребляется аэродинамическая компенсация.

С увеличением размеров и скорости самолета должна быть предусмотрена компенсация или механизация управления.

Осевая аэродинамическая компенсация (фиг. 174) или серворули могут снижать усилия в управлении лишь до определенных пределов, так как перебалансировка ни при каких условиях полета не допускается. Таким образом для скоростных самолетов имеется предел величины поверхности управления при обычном (ручном) управлении (вероятно, при полетном весе около 22 000—45 000 *кг*).

Эта зависимость может быть приближенно выражена графиком на фиг. 178, где S — площадь поверхностей управления в $м^2$ и V — скорость в *м/сек*, при которой рассчитывают управление.

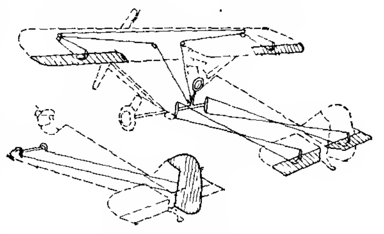


Фиг. 179 Хвостовое оперение самолета Кертисс Хоук-75.

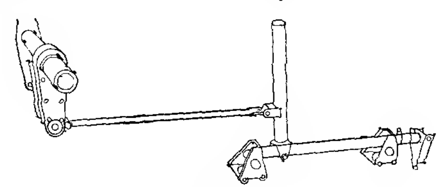
Тщательное исследование поверхностей управления с точки зрения аэродинамики, конечно, оправдывается лишь при выполнении больших заказов. Методы аналитического исследования поверхностей управления приведены в ТА (гл. VII и VIII). Такое исследование должно показать, что проектируемые поверхности управления обеспечивают соответствующую устойчивость и управляемость самолета при минимальном лобовом сопротивлении.

Часто в системах управления встречаются тросы, перекинутые через ролики (фиг. 180), но на многих самолетах вместо этих тросов установлены более надежные, но и более тяжелые трубчатые тяги управления. Конструкцию с трубами, работающими

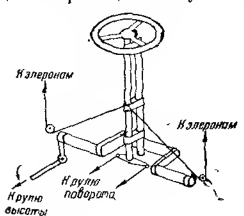
на кручение, следует считать неудовлетворительной вследствие недостаточной жесткости труб. Детали ручки управлення обычной конструкции представлены на фиг. 181.


Фиг. 180. Типичная тросовая штурвальная система управления.

На самолетах, предназначенных для летчиков, имеющнх опыт по управлеиию автомобилем, рациональиее применять штурвальное управлеиие рулем направления, схема которого представлена на фнг. 182. При таком расположеиии деталей управления на самолете значительно уменьшается время, необ-


Фиг. 181. Детали ручки управления тренировочного самолета.

ходимое для обучення летного состава. Большннство обучающихся приходится отучать от привычного для них управления, прежде чем они научатся управлять самолетом с ножным управленнем. Так как практически все совремеииые самолеты ие имеют устойчивости пути на земле, то даже высококвалифицированные летчики часто автоматически совершенно неправильно применяют управление рулем поворота, что может вызвать развороты самолета на земле и капотаж.

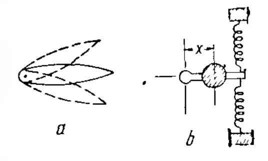


Фиг. 182 Штурвальное управление рулем поворота.

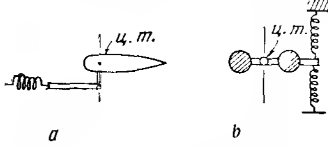
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ФЛАТТЕРА

Свободный, незакрепленный руль в воздушном потоке динамически эквивалентен грузу и пружине, как представлено на фиг. 183, и колеблется в потоке, подобно флагу.

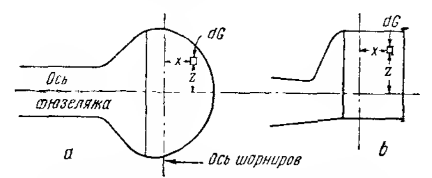
Присоединение к рулю проводки управления соответствует значительному увеличению жесткости пружин и собственной частоты колебаний, но это все же не избавляет от флаттера. Отодвигая ось шарниров назад и осуществляя таким образом частичную аэродинамическую компенсацию, улучшают весовую балансировку; при этом уменьшается размер x (фиг. 183). При аэродинамической компенсации, равной приблизительно 25%, и тяжелом носке можно руль полностью статически сбалансировать. На фиг. 184, *a* тяга управления замещена пружиной, соответствующей жесткости. Следует помнить, что система, приведенная на фиг. 183, *b*, имеет собственный период колебаний, статическое же равновесие создает только минимальный момент инерции и максимальную собственную частоту колебаний. Для элеронов можно применить статическую перебалансировку, чтобы избежать крутильно-изгибного флаттера крыла.



Фиг. 183. Свободная поверхность управления и динамическая эквивалентная схема груза и пружины.



Фиг. 184. Статически уравновешенная поверхность управления с частичной аэродинамической компенсацией.



Фиг. 185. Статически уравновешенные рули поворота:
a—динамически уравновешенный; *b*—динамически неуравновешенный.

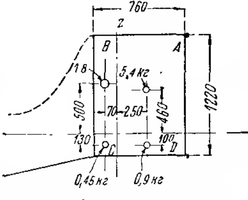
В случае руля направления, представленного на фиг. 185, *a*, крутильные колебания фюзеляжа вокруг его оси не должны вызывать вращения руля направления вокруг его собственной оси (шарниров) вследствие того, что руль направления расположен симметрично относительно оси фюзеляжа. Однако такой руль направления встречается редко. Более распространена конструкция, представленная на фиг. 185, *b*. В этом случае колебания вокруг оси z вызывают колебания вокруг оси x, что в свою

очередь может вызвать еще бо́льшие колебания вокруг оси z. Такой руль поворота динамически не уравновешен.

Руль поворота динамически уравновешен при условии:

$$\int xz \, d\left(\frac{G}{g}\right) - I_{xz} = 0,$$

где I_{xz} — центробежный момент инерции руля относительно его оси шарниров и оси жесткости фюзеляжа. Жесткость фюзеляжа на кручение и центробежный момент инерции руля поворота являются факторами, влияющими на период колебаний и критическую скорость флаттера хвостового оперения, хотя количественное соотношение между этими двумя величинами, повидимому, еще нигде не опубликовано. Тем не менее иногда предъявляют требование, чтобы для самолетов, максимальная скорость которых выше 240 *км/час*, центробежный момент инерции руля поворота был менее 8% произведения массы руля на его площадь. Для выполнения этого требования определяют коэфициент динамической балансировки



Фиг. 186. Схема определения положения ц. т. частей руля поворота для вычисления коэфициента динамической балансировки.

$$c_{д.\,б} = \frac{I_{xz}}{S_{р.\,п} \dfrac{G_{р.\,п}}{g}}.$$

При этом требуется, чтобы $c_{д.\,б} \leq 0{,}08$, где $S_{р.\,п}$ — площадь руля поворота в $м^2$, $G_{р.\,п}$ — вес руля в *кг*[1].

Таблица 26

Вычисление центробежного момента инерции руля поворота, представленного на фиг. 186

Часть	Вес части ΔG *кг*	x *см*	z *см*	$xz\,\Delta G$ *кг·см²*	Коэфициент динамической балансировки $c_{д.\,б} = \frac{\int xz\,dG}{S_{р.\,п}\,G_{р.\,п}}$
A	5,44	25,4	45,7	+6310	$S_{р.\,п.} = 76 \cdot 122 = 9300$ *см²*
B	1,81	−7,6	50,8	−700	
C	0,45	−7,6	−12.7	+44	$c_{д.\,б} = \frac{5420}{9300 \cdot 8{,}61} = 0{,}068$
D	0,91	25,4	−10 2	−234	
Итого	8,61	—	—	$5420 = \int xz\,dG$	

[1] См. изменения к нормам прочности, приведенные на стр. 335. *Прим. ред.*

Для выполнения такого вычисления весьма удобно рассматривать руль поворота разделенным осями x и z на четыре части[1] (фиг. 186). Для рассматриваемого руля поворота I_{xz} и $c_{д\,б}$ могут быть вычислены по табл. 26.

Таким образом руль направления, представленный на фиг. 186, удовлетворяет требованию: $c_{д.\,б} < 0{,}08$.

СТАБИЛИЗИРУЮЩИЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

Для того чтобы самолет мог совершать прямолинейный горизонтальный полет на крейсерской скорости с брошенным управлением, необходимо иметь специальные приспособления для регулироваиия положения самолета относительно всех трех осей. Раньше реактивиый момент винта уравиовешивался разностью нагрузок правой и левой частей крыла, в настоящее время это обычно осуществляется при помощи небольших триммеров на элеронах. Регулирование в плоскости тангажа осуществляется при помощи управляемого стабилизатора нли при помощи триммера на рулях высоты. Регулирование пути, если оно требуется, осуществляется обычно триммером на руле направлеиия (киль, конечно, должен быть установлен по потоку с учетом обдувки от винта). Триммеры обычно регулируют из кабины пилота при помощи ручек, сходных с ручками для открывания окон в автомобилях.

На небольших самолетах иногда вместо компенсации применяют пружинные приспособления, состоящие из пружии и стяжных муфт, служащих для создания требуемой постоянной силы, действующей на ручку управления или на педаль руля иаправлеиия, когда оиа иаходится в иейтральном положеиии.

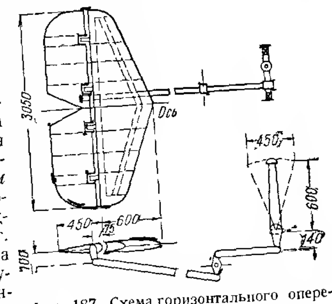
Триммеры, предназначенные для балансировки самолета на определеином угле атаки, коиечно, могут быть использованы и для выполнения плавных маиевров. Для предварительного расчета триммера площади его даны в табл. 24.

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ПОВЕРХНОСТЕЙ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Правила для расчета на прочность поверхностей хвостового оперения приведены в „Авиационном бюллетене“ № 7, гл. IV, а рекомендуемый метод описан в „Авиационном бюллетене“ № 26, гл. IV. Ниже приведен пример расчета горизонтального оперения, пригодного для установки иа самолете, представленном иа фиг. 20. Предполагается, что ручка управления соединена с рулями высоты тягой, как показано на фиг. 187. Обычное угловое передвижение ручки управления равно $\pm 22°$, а требуемое угловое передвижение рулей высоты $\pm 30°$, следовательно, передаточное число системы управления равно 30 : 22. При длине плеча кабанчика руля высоты 100 *мм* длина меньшего

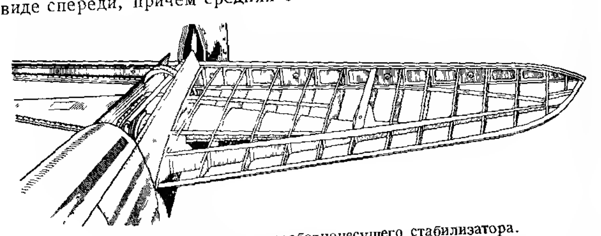
[1] Руль поворота часто делят на большее число частей; здесь для иллюстрации этого метода взяты лишь четыре части

плеча ручки управления равна 30 · 100 : 22 = 136 *мм* (принимаем 140). Шарниры руля высоты смещены так, что около 18% площади руля высоты находится перед осью шарниров.



Фиг. 187 Схема горизонтального оперения и система управления рулем высоты.

Предварительно сделаны следующие предположения[1]: горизонтальиое оперение свободноиесущее; главиый (задний) лонжерои стабилизатора (сплошной и прямой) крепится к фюзеляжу в точках, находящнхся на расстоянии 200 *мм* друг от друга. Конструкция горизонтального оперения сходна с представленией на фиг. 188. Лонжерон стабилизатора состоит из двух прямых тянутых дуралюмииовых профилей, приклепаниых к гладкому дуралюминовому листу. Для определения размера прессованных тавровых профилей необходимо рассчитать прочность хвостового оперения соответствеино требованиям ДТ. Стабилизатор предполагается трапецевидной формы как в плане, так и при виде спереди, причем средняя относительная толщина его равна



Фиг. 188 Конструкция свободнонесущего стабилизатора.

8% хорды. Хвостовое оперение с закругленным концом, представленное на фиг. 189, эквивалентно трапеции, показанной иа той же фигуре. Прииимаем относительную толщииу дужек равной 10% у корня и 6% у конца; тогда высота лонжерона стабилизатора у корня будет равиа 0,10 · 105 = 10,5 *см* (фиг. 190).

Средняя эксплоатационная удельная нагрузка для расчета этого горизонтального оперения была определена в гл. II равной 175,5 *кг/м*² (при маневре); эта иагрузка действует вниз. Уравно-

[1] Изменения, предпринятые в интересах экономии, могут быть сделаны при дальнейшей разработке.

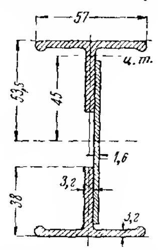
вешивающая нагрузка на хвостовое оперение при скорости $V_{max\,max}$ меньше („Авиационный бюллетень“ № 26, сводная таблица расчетных случаев).

При $p = 175{,}5$ *кг/м²* нагрузка распределяется по размаху равномерно („Авиационный бюллетень“ № 7А, § 26, п. А), что означает, что погонная нагрузка по размаху пропорциональна хорде горизонтального оперения. Распределение нагрузки по хорде (фиг. 5, стр. 361) определяет кручение стабилизатора и величину нагрузки на передний лонжерон этого стабилизатора, но для предварительного расчета вполне достаточно рассмотреть лишь изгибающую нагрузку и предположить, что эта нагрузка полностью передается на задний лонжерон стабилизатора.

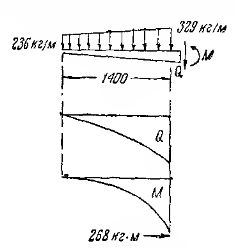


Фиг. 189. Эффективная площадь горизонтального оперения.

При наличии свободнонесущего хвостового оперения коэфициент безопасности устанавливается равным 1,50. В гл. II было



Фиг. 190. Сечение лонжерона стабилизатора, принятое при предварительном расчете на прочность.



Фиг. 191. Эпюра срезывающих сил и изгибающих моментов для лонжерона стабилизатора.

указано, что при ветре скоростью 9,15 *м/сек*, направленном вниз, к хвостовому оперению необходимо прикладывать нагрузку в 245 *кг/м²*, которая будет действовать также вниз; эта величина (при коэфициенте безопасности 1,50), очевидно, превосходит минимальную расчетную нагрузку, равную $1{,}5 \times 175{,}5 = 262{,}5$ *кг/м²*. Следовательно, расчетная нагрузка принимается равной $1{,}50 \cdot 245 = 380$ *кг/м²*. Задний лонжерон стабилизатора, таким образом, эквивалентен консольной балке, нагруженной так, как показано на фиг. 191. Нагрузка на 1 *м* размаха поверхностей хвостового оперения равна 380 b, где b — хорда горизонтального оперения в *м*. Уравнения для определения погонной нагрузки q в *кг/м*, перерезывающей силы Q в *кг* и момента M в *кгм* могут быть найдены таким же способом, как и для крыла. Максимальный изгибающий момент равен 268 *кгм*.

Воспользуемся для расчета лонжероиа формулой:

$$\sigma_{\text{доп. изг}} = \frac{My}{I},$$

где $\sigma_{\text{доп. изг}}$ — допустимое напряжение;

M — момент, соответствующий расчетиой иагрузке.

Для точного определения разрушающего напряжения дуралюминового лонжерона требуется специальное испытаиие балки такого же типа. Как правило, при разрушении выпучивается сжатая полка, следовательно, напряжение несколько меньше предела текучести материала. Если полка, работающая на сжатие, равномерио поддерживается, так что выпучивание невозможно, то $\sigma_{\text{доп. изг}}$ можно принять равным пределу текучести. Для дуралюмина 17-ST предел текучести равен 21 $кг/мм^2$ при остаточиой деформации 0,002. Следовательно, при $y = 53{,}5$ $мм$

$$\frac{I}{y} = \frac{M}{\sigma_{\text{доп. изг}}} = \frac{268\,000}{21} = 12\,700 \text{ мм}^3.$$

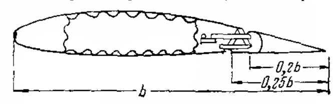
Для горизонтального оперения, представленного на фиг. 157, иаходим: $I = 12\,700 \cdot 53{,}5 = 680 \cdot 10^3$ $мм^4$. Чтобы получить $I = 340 \cdot 10^3$, выбираем для каждого таврового профиля (стр. 301) площадь таврового профиля, равную $\frac{340 \cdot 10^3}{53{,}5^2} = 170$ $мм^2$.

Выбор размеров профилей ограничен, и площадь $F = 0{,}50$ кв. дм. (322 $мм^2$) является наиболее подходящей из стандартных размеров профилей, для которых имеются готовые матрицы; поэтому вместо таврового сечения удобнее применять два уголка. Для сечения, размеры которого приведены на фиг. 190, имеем $I = 1460 \cdot 10^3$ $мм^4$. Этот лонжерон с большим запасом прочиостн будет также иметь излишний вес.

Приведенные вычислеиия, конечно, ие являются расчетом на прочность в строгом смысле этого слова, а представляют лишь предварительные вычисления, выполненные согласно требованиям, предъявляемым при расчете на прочность. Определив размер лонжерона, можно продолжать расчет, как указано в нормах.

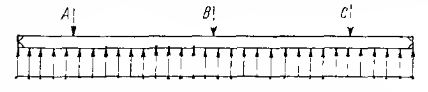
РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕРОНОВ

Выберем элерон обычного типа и примем размах его равным 40% от полуразмаха крыла, а хорду — равной 25% от хорды крыла; шарнир элерона должен быть расположен на расстоянии от 5 до 20% его хорды. Типичный элерон представлен на фиг. 192. Элероны таких размеров обеспечивают достаточно хорошее поперечное управление, хотя ни один из элеронов, помещенных на задией кромке, не является удовлетворительным при потере скорости.



Фиг. 192. Типичный элерон с управлением внутри крыла.

Элероны обычно крепятся к крылу более чем двумя шарнирами, и лонжерон элерона можно рассчитать как неразрезную балку, представленную на фиг. 193. Удельные эксплоатационные нагрузки для расчета элеронов, приведенные в „Авиационном



Фиг. 193. Нагрузка на лонжерон элерона с тремя шарнирами.

бюллетене" № 26 (стр. 438), те же, что и для вертикального оперения. Распределение нагрузки по хорде при расчете элеронов („Авиационный бюллетень" № 7А, стр. 364) обеспечивает необходимую прочность нервюр элеронов или аналогичных элементов конструкции.

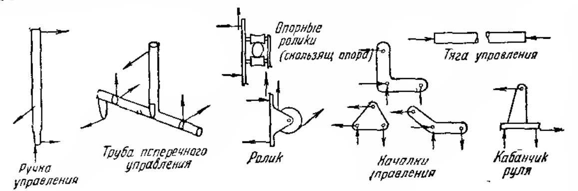
РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ПРОВОДКИ УПРАВЛЕНИЯ

Эксплоатационные нагрузки, принятые для расчета проводки управления („Авиационный бюллетень" № 7А, § 31, стр. 447—448), приведены в виде таблицы в „Авиационном бюллетене" № 26. Необходимо отметить, что подвижные поверхности управления можно рассчитывать на нагрузки не больше тех, которые могут быть созданы системой управления („Авиационный бюллетень" № 26). Требуется тщательно испытывать материалы и работу проводки управления („Авиационный бюллетень" № 7А, § 33). Опытные летчики для проверки прочности управления дергают и толкают органы управления и ударяют по ним с максимальной силой; если какая-либо деталь при этом ломается, то, значит, конструкция неудовлетворительна. Бывали случаи, когда летчик так сильно „налегал" на ручку управления, что последняя оставалась у него в руке. Соблюдение технических правил эксплоатации самолетов позволит избежать таких случаев.

Для полного расчета на прочность проводки управления требуется рассчитать прочность большого числа мелких деталей методами, изложенными выше. Полезно вычерчивать диаграммы действующих сил для каждой детали с указанием сил, действующих на смежные элементы. Отсутствие подобных диаграмм не только затрудняет расчет, но часто бывает единственной причиной ошибок в расчетах прочности. Составлять схемы действующих сил рекомендуется, но это не обязательно („Авиационный бюллетень" № 7А), требуется лишь, чтобы расчет на прочность был понятен. Отдельным фирмам ДТ вынесено порицание за малопонятные расчеты прочности. Составление малопонятных расчетов обычно объясняется привычкой инженеров писать формулы и таблицы, не приводя эскизов и

пояснений. Многие инженеры по истечении некоторого времени не могут разобраться в своих собственных расчетах.

Эскизы деталей типичной системы управления приведены на фиг. 194. Ручку управления нужно рассматривать как балку; тяга поперечного управления, обычно полая, работает на кручение и на изгиб. Болты ролика также необходимо рассчитывать или

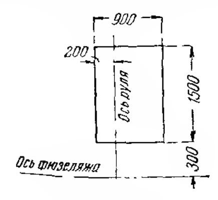


Фиг. 194. Схема элементов системы управления.

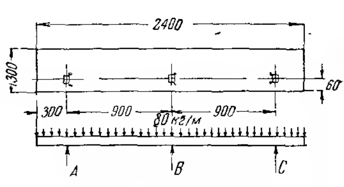
испытывать на прочность, так как иногда испытание проще расчета. Качалки управления и кабанчик руля можно рассчитывать как балки или испытывать. Тягу управления следует рассчитывать как стойку, длина которой равна расстоянию между опорными роликами. Несколько примеров расчета такого рода должны быть составлены учащимися.

ЗАДАЧИ

Задача 1. Для рассматриваемого самолета на основании приведенных в гл. VII ТА данных вычислить кривые продольного момента в функции c_y для всего самолета: а) с неотклоненными щитками и б) с отклоненными щитками; найти необходимые углы для установки стабилизатора, углы отклонения руля высоты и триммера; предполагая, что стабилизатор установлен для полета на крейсерской скорости, определить, достаточно ли отклонить руль высоты на угол —25°, для того чтобы уравновесить самолет при $c_{y\,max}$.



Фиг. 195 Схема руля поворота.



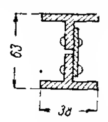
Фиг. 196. Схема элерона и его расчетная нагрузка.

Задача 2. Для руля поворота, представленного на фиг. 195, найти коэфициент динамической балансировки, как указано выше, предполагая, что вес руля составляет 7,3 *кг/м²*.

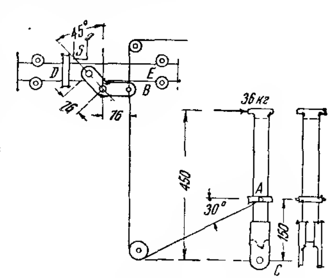
Задача 3. Для проектируемого самолета со свободнонесущими поверхностями оперения определить максимальный момент сопротивления сечения а) лонжерона киля, б) лонжерона стабилизатора.

Задача 4. Для элерона, схематически изображенного на фиг. 196, приняв нагрузку, указанную на чертеже, и профиль лонжерона, показанный на фиг. 197 и предположив, что все три шарнира находятся на одной прямой, вычислить максимальный изгибающий момент и запас прочности. Материал элерона — дуралюмин 17-ST.

Задача 5. Для ручки управления и части проводки управления элероном, представленной на фиг. 198: а) найти растягивающее усилие в тросе управления между *A* и *B*; б) найти реакцию в шарнире *C* и подобрать шарнирный подшипник; в) определить максимальный изгибающий момент, действующий на ручку управления, и выбрать дуралюминовую трубу соответствующего размера; г) определить давление шейки *D* (на тяге управления *E*) на упор *S*.



Фиг. 197. Сечение лонжерона элерона.



Фиг. 198. Ручка управления и часть системы управления, относящаяся к элерону.

Примечание. При расчете крыла учитывать давление на упор *S*. Упоры устанавливать для предотвращения поломок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Reid Elliot, Servo Control Flaps J. A. S., октябрь, 1934.
2. ACIC, № 687, Airplane Vibration and Flutter.
3. W. Miller и P. Magruder, Tail loads in a steady, D. V. L. Aero digest, ноябрь, 1936.
4. L. E. Root, Design Aerodinamics, Mimeographed notes for lectures at Calif. Inst. Technology.

ГЛАВА VII

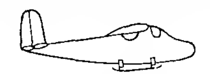
ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ШАССИ

ВВЕДЕНИЕ

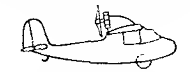
Шасси подвергается при посадке весьма большим нагрузкам. 70% всех случаев разрушений конструкции, вызывающих аварию, происходит из-за поломок шасси. Это, конечно, не означает, что шасси является наименее прочной частью самолета, но указывает на то, что хорошо посадить самолет на плохую площадку чрезвычайно трудно. Шасси должно выдерживать большие нагрузки при посадке. Эти нагрузки определяются по заданной предельной высоте парашютирования при посадке и предельной неровности грунта для заданной посадочной скорости самолета [1].

ТИПЫ ШАССИ

Сухопутные самолеты снабжают одним, двумя, тремя или четырьмя колесами (или лыжами). Лучшие летные качества самолета обеспечиваются при наименьшем количестве колес.



Фиг. 199. Планер-паритель с посадочной лыжей.



Фиг. 200. Самолет с одним колесом и хвостовым костылем

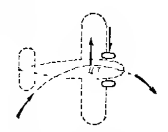
Планеры-парители обычно имеют одну главную лыжу (фиг. 199), но для предохранения концов крыльев от повреждения при крене после остановки необходимо устанавливать подкрыльные лыжи или опоры на концах крыльев.

Некоторые самолеты имеют одно колесо и хвостовой костыль (фиг. 200) или два колеса, расположенные одно за другим, как в мотоцикле. Такие самолеты сохраняют поперечное равновесие только во время движения. Но, несмотря на очевидные аэродинамические преимущества таких самолетов, летчики не любят их, потому что они создают ощущение неустойчивости.

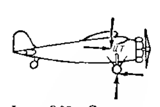
Статическая устойчивость на земле обеспечивается наличием минимум трех опор, поэтому большинство самолетов снабжают

[1] О посадке с планирования без выравнивания см. ниже. *Прим. ред.*

тремя колесами; чаще всего два колеса находятся спереди, а одно сзади (фиг. 202). Некоторые самолеты снабжены двумя колесами сзади и одним спереди. При обоих этих устройствах самолет легко может перевернуться. Одна фирма, испытывавшая трехколесный автомобиль с одним колесом сзади, принуждена была отказаться от своей конструкции после катастрофы, во время которой автомобиль перевернулся на повороте с большой скоростью и все пассажиры были убиты. Мотоциклы с двумя задними колесами легко опрокидываются при поворотах. Для предохранения от опрокидывания желательно иметь четыре колеса, как у автомобиля, но конструкторы не желают жертвовать аэродинамическими качествами в пользу большей безопасности.



Фиг. 201. Силы, вызывающие развороты на земле у самолета с нормальным шасси.



Фиг. 202. Силы, вызывающие капотирование.



Фиг. 203. Самолет с противокапотажным колесом.

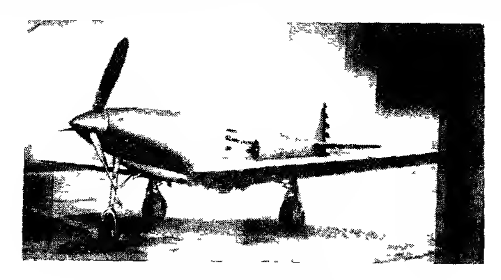
Обычное устройство, состоящее из двух неподвижно закрепленных колес спереди и одного ориентирующегося колеса сзади, не обеспечивает устойчивости пути на земле: большинство таких самолетов имеет тенденцию к разворотам. На фиг. 201 показано, что когда такой самолет начинает поворачиваться на земле, действующие силы заставляют его продолжать начатый разворот.

Заменяя ориентирующееся хвостовое колесо костылем, можно несколько уменьшить эту тенденцию, хотя все же она будет существовать. В автомобилях с тормозами на задних колесах наблюдается то же самое явление. Если все колеса закреплены, то эта тенденция к поворотам на земле устраняется, но в таком случае управление при рулежке на малых скоростях затрудняется. Хвостовое колесо, управляемое от педалей руля (но допускающее отклонения на $\pm 90^\circ$ вместо обычных $\pm 30^\circ$), дает возможность преодолеть оба эти затруднения, однако, такое колесо чрезвычайно чувствительно к движениям педали руля поворота. Управляемые хвостовые колеса с нежестким присоединением к педалям руля, теперь (1938 г.) широко рекламируются для легких самолетов, оборудованных хвостовыми костылями. Другой рациональной конструкцией является ориентирующееся хвостовое колесо, по желанию летчика закрепляемое посредством рычага в кабине (например на самолете „Райан ST“).

Большой недостаток обычного шасси заключается в том, что при тормозах, установленных на передних колесах, самолет имеет тенденцию капотировать (фиг. 202). Тормоза устанавли-

вают на передних колесах, для того чтобы они работали наиболее эффективно, так как именно передние колеса несут наибольшую нагрузку. Этот недостаток может быть устранен установкой дополнительного колеса, предохраняющего самолет от капотирования, как представлено на фиг. 203.

Лучшим решением данной проблемы была бы установка двух главных колес сзади. Однако самолет с таким шасси, так же как и автомобиль с тормозами на задних колесах, при торможении на скользком грунте будет заворачивать и, так же как и трехколесный мотоцикл, будет иметь тенденцию к опрокидыванию.



Фиг. 204. Трехколесное шасси.

Поставлено на скоростном истребителе Белл XP-39, испытанном в Райт-Филде в 1939 г.

При тормозах, установленных на всех трех колесах, тенденция к заворачиванию при скольжении устраняется, а при расположении ц. т. на небольшом расстоянии перед главными колесами опасность опрокидывания через одну из боковых сторон треугольника, образованного прямыми линиями, соединяющими колеса, может быть совсем невелика[1].

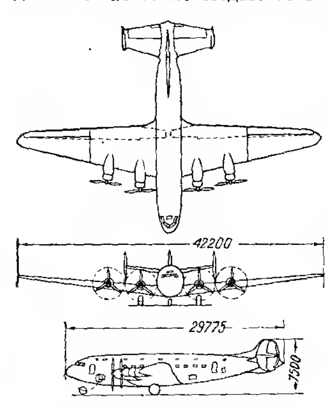
Тенденцию к заворотам на земле у современных самолетов можно исследовать на небольшой модели самолета с вращающимися колесами и хвостовым костылем. Такую модель заставляют двигаться по полу, толкнув ее с такой силой, чтобы она прокатилась на расстояние приблизительно 3 *м*. При движении модели носом вперед она всегда повернется и опишет круг; хвостом вперед модель будет двигаться по прямой линии.

Многие современные самолеты на рулежке не только малоустойчивы, но и плохо управляемы, потому что, когда самолет находится в положении на трех точках, руль направления затенен фюзеляжем.

Конструкция шасси самолета, представленного на фиг. 204, имеет следующие преимущества: 1) она дает возможность пол-

[1] В настоящее время шасси такого типа, так называемое трехколесное шасси, получает все большее и большее распространение. *Прим. ред.*

ностью использовать тормоза без опасности капотированиня; 2) горизонтальность продольной оси самолета на стоянке и при передвижении по земле создает бóльшие удобства для пассажиров и улучшает обзор; 3) руль направления во время рулежки не затенен; 4) реакции при посадке заставляют самолет с таким шасси опускать нос вниз, а не поднимать его вверх, вследствие чего устраняется опасность вторичного взлета уже после приземления; 5) не наблюдается тенденции к заворотам на земле за исключением случая включенных тормозов. Эта конструкция шасси весьма отлична от большинства существующих, и поэтому летчики должны привыкнуть к новым правилам управления самолетом на земле. В этом основной ее недостаток.



Фиг. 205. Эскиз транспортного самолета DC-4 в трех проекциях, показывающий трехколесное шасси.

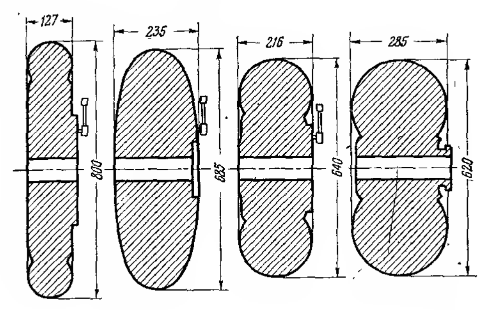
ВЫБОР ПНЕВМАТИКОВ И КОЛЕС

При выборе наиболее рациональных пневматиков и колес, так же как и других частей самолета, за критерий принимают минимальную стоимость воздушного транспорта, учитывая вес, лобовое сопротивление, начальную стоимость самолета и расходы по его эксплоатации. Пневматики в соединении с амортизаторами (если они имеются) должны отвечать указанным в технических условиях требованиям относительно поглощения ударов при посадке („Авиационный бюллетень“ № 7А, § 39, стр. 372). Указания для конструирования см. в „Авиационном бюллетене“ № 26, § 35, стр. 449. Типы применяемых в настоящее время пневматиков представлены на фиг. 206. Пневматики высокого давления на новых самолетах не устанавливают.

Пневматики различных типов трудно сравнивать друг с другом, потому что при этом необходимо учитывать много переменных величин. Очевидно, что каждый из трех типов может быть наилучшим в определенных условиях в зависимости от выбранного критерия. Отсутствие достаточного количества данных, в особенности по эксплоатационным расходам, затрудняет выбор пневматиков.

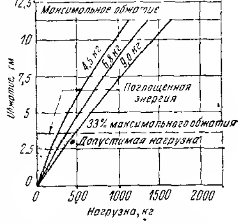
В приложении (стр. 284 и далее) помещены выдержки из каталогов трех обычных типов пневматиков. Приведенные нагрузки для расчета колес установлены несколько произвольно. Результаты

испытания на сжатие пневматика низкого давления при различных давлениях воздуха представлены в виде кривой на фиг. 207.



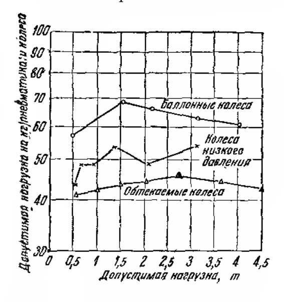
Фиг. 206. Различные типы колес для самолетов весом ≈ 1350 *кг*.

Устанавливая желательное давление в пневматике для самолетов, нужно учитывать максимальную нагрузку при ударе и живую силу удара. Износ пневматиков — основной критерий при выборе давления в пневматике автомобилей — мало влияет на подбор самолетных пневматиков. Выбирая пневматики для автомобилей, приходят к компромиссу между комфортом при передвижении и экономией, вследствие чего пользуются минимальным давлением, при котором не наблюдается чрезмерного износа. Обычно пневматики для самолетов подбирают на такую нагрузку, при которой пневматик обжимается на $\frac{1}{3}$ максимально допустимого обжатия. Основываясь на линейном законе зависимости о жатия от нагрузки, получают полное обжатие пневматика при эксплоатационном коэфициенте перегрузки при посадке, равном 3,0. По кривым, выражающим этот закон (фиг. 207), коэфициент перегрузки, при котором наблюдается полное обжатие пневматика, для пневматика низкого давления равен 3,5, для балонных колес 4,5. Эти значения являются предельными для установленных в настоящее время эксплоатационных коэфициентов перегрузки („Авиационный бюллетень“ № 7А, § 35, стр. 372 и фиг. 49). Таким образом нагрузку, при которой наблюдается



Фиг. 207. График обжатия для пневматиков Гудрич. Допускаемая нагрузка 450 *кг* на колесо.

обжатие на 33%, можно считать вполне удовлетворительной для обычных пневматиков самолетов. Если же принимать необычно высокие коэфициенты перегрузки при посадке (например, при посадке с планированием на критических углах атаки), то в этом случае следует или уменьшить нагрузку на пневматик, или увеличивать давление воздуха в пневматике. Верхним пределом допускаемого давления воздуха является давление, при превышении которого пневматик лопается до полного его обжатия.



Фиг. 208. Сравнение отношения нагрузки к весу для различных типов пневматиков.

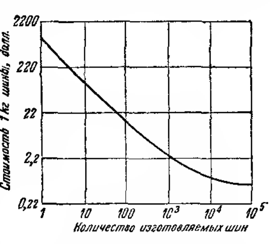
Фиг. 209. Сравнительная диаграмма работы, поглощаемой пневматиками различного типа.

Давление при полном обжатии пневматика обычно выше номинального на 20—30%. Давление воздуха в момент разрыва для новых пневматиков обычно равно четырехкратному номинальному давлению, однако, коэфициент безопасности уменьшается по мере изнашивания пневматика. Для того чтобы иметь возможность допускать более высокие давления, фирмы Гудрич и Гудиир изготовляют помимо обычных более прочные, усиленные пневматики (для больших нагрузок применяется тип HD). Для данной допустимой нагрузки усиленные пневматики получаются меньшего размера и веса, но и поглощают они меньшую энергию удара. В случае необычно высоких коэфициентов перегрузки при посадке пневматики, рассчитанные на большие нагрузки, очевидно, экономичнее обычных пневматиков. При конструировании наиболее экономичного шасси требуется учитывать вес, лобовое сопротивление и стоимость амортизаторов и пневматиков при условии, что они удовлетворяют установленным техническим требованиям в отношении вертикальной скорости и коэфициента перегрузки при посадке.

Сравнение пневматиков и колес без учета поддерживающих их конструкций, амортизаторов и органов управления шасси, естественно, не приводит к определенным выводам. На фиг. 208 приведено сравнение весов колес без тормозов при данной до-

пустимой иагрузке. Такие колеса в иастоящее время ие применяются. Возможно, что сравнение колес с тормозами дало бы иные результаты.

Из фиг. 209 видно, что баллонные колеса лучше поглощают удары. Основываясь иа устаиовлениой в техиических требованиях величиие поглощаемой пневматиками работы, при балонных колесах можно примеиять более легкие амортизаторы, чем при пневматиках какого-либо другого типа. Недостатки баллонных колес в том, что они обладают большим лобовым сопротивлением[1]. Баллонные колеса и колеса низкого давления с обтекателями легче „обтекаемых колес" и выгоднее в отношении лобового сопротивлеиия всей установки, кроме того, оии поглощают большую работу. Для убирающихся шасси пневматики низкого давления конструктивио более удобны, потому что они требуют меньшего по размерам свободного пространства. Однако ни один из имеющихся типов пневматиков не удовлетворяет полностью всем условиям, встречающимся в практике.



Фиг. 210. Приблизительная стоимость пневматиков для самолетов в зависимости от производства их.

Стоимость пневматиков для самолетов значительно выше стоимости автомобильиых. Это объясияется тем, что самолетные пиевматики изготовляются в небольшом количестве. Приблизительная стоимость 1 *кг* пневматиков для самолетов в зависимости от числа изготовляемых пиевматиков даиного типа представлена на фиг. 210.

В качестве примера подберем пневматнки для самолета, представлеиного на фиг. 20. При посадке на три точки почти весь вес самолета передается на главные колеса. При полетиом весе 910 *кг* нагрузка на каждое колесо составляет несколько больше 450 *кг*. Выберем пневматики для этой допустимой нагрузки, пользуясь даниыми, приведеиными в приложении (стр. 284 и далее), остальиые даиные приведеиы в табл. 27.

Для нашего случая наиболее подходящие пиевматики размером 18×8—3, или 457×203—75, так как они имеют минимальный вес и почти такое же лобовое сопротивление, как и обтекаемые колеса. Колеса типа A-HD или LP с обтекателями имеют преимущества перед „обтекаемым колесом" во всех отношениях за исключеиием эксплоатационных расходов. Обтекатели тем более желательны, что они одновремеино служат защитой от грязи

[1] Заметим, *однако*, что *усиленные баллонные колеса* имеют меньшее лобовое сопротивление (табл. 27).

(их нужно тщательно очищать, чтобы собирающаяся в них грязь не увеличивала веса самолета).

Таблица 27

Данные для выбора пневматиков и колес для самолета, представленного на фиг. 20

Обозначение	Тип пневматика	Размер, *мм*	Допустимые		Тип тормоза	Комплект из двух колес		
			нагрузка, *кг*	давление, *кг/см²*		полный вес, *кг*	лобовое сопротивление *кг* при скорости 160 *км/час*	цена долл.
GR	Str	610×100	725	1,83	Механический	36,9	5,5	160
GH	LP	165×254	587	1,76	То же	24,8	8,3	90
GR	A-Reg	482×238—75	463	0,88	Гидравлический	20,0	6,9	100
GR	A-HD	457×203—75	530	1,41	То же	17,8	5,2	90

Сокращения: GH — Гудрич, GR — Гудиир, Str — обтекаемый, LP — низкого давления, A — *балонный*, *HD — усиленный*, *Reg — обычный*.

ТОРМОЗНЫЕ УСТРОЙСТВА

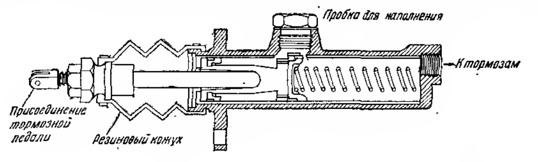
Все современные самолеты снабжаются тормозами. Самолеты без тормозов скоро будут так же редки, как и автомобили без тормозов. Тормоза не только облегчают передвижение по земле, но в некоторых случаях и предохраняют от аварии. Тормозами на колесах самолета пользуются сравнительно редко, включая их на короткие промежутки времени, поэтому вполне достаточна небольшая площадь трения. Вопрос об отводе тепла, требующий разрешения для автомобильных тормозов, не имеет значения для тормозов самолета[1]. Баллонные колеса Гудиир изготовляют с весьма компактным многодисковым тормозом, устанавливаемым во втулке, как представлено в приложении на стр. 316. Тормоза для других типов колес самолетов обычно имеют колодки и сходны с тормозами, применяемыми на автомобилях. Крутящий (тормозной) момент, действующий на колесо, передается на шасси посредством фланца с рядом болтов, размещенных по окружности на равных расстояниях друг от друга.

Тормоза обычно снабжают механизмом управления, соединенным тросом, пропущенным по ряду роликов, с тормозными педалями, или же они управляются гидравлически. Гидравлические

---

[1] Для трехколесного шасси этот вопрос весьма важен. *Прим. ред.*

тормоза применяют почти исключительно на больших колесах. Начальная стоимость и эксплоатационные расходы системы управления тормозами при помощи тросов выше, чем гидравли-

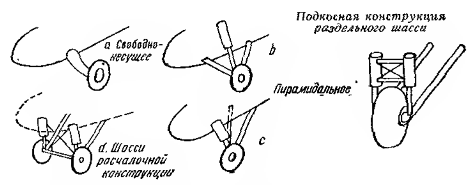


Фиг. 211. Главный цилиндр гидравлического управления тормозами.

ческой системы, хотя стоимость материалов механического привода меньше. Главный цилиндр гидравлической системы управления тормозами представлен на фиг. 211.

КОНСТРУКЦИИ ШАССИ

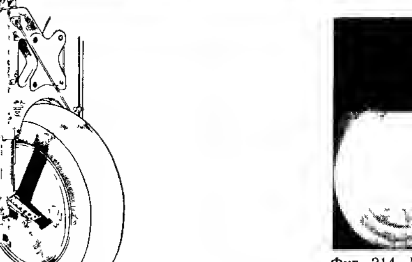
Типичные конструкции шасси показаны на фиг. 212, 213, 214, 215. Подкосная конструкция шасси применяется отчасти при раздельном шасси, крепящемся к низкорасположенному крылу (фиг. 216). Шасси такого типа нетрудно сделать убирающимся (фиг. 217—219).



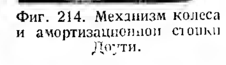
Фиг. 212. Основные типы неубирающихся шасси.

Ось колеса по отношению к фюзеляжу должна быть расположена так, чтобы при обжатом пневматике и полностью сжатом амортизаторе фюзеляж все же находился на расстоянии нескольких сантиметров (приблизительно 8 *см*) от земли. Радиус нормально сжатого колеса для выбранного пневматика (Гудиир 18 × 8 — 3 усиленный) по таблице размеров пневматиков равен 174 *мм*, а при полностью обжатом пневматике 98 *мм*, т. е. при обжатии пневматика ось опускается на 76 *мм*. Желательно, чтобы колесо могло перемещаться по вертикали приблизительно на 250 *мм* по отношению к фюзеляжу.

Колея обычно составляет 12—20% размаха; среднее значение равняется 16%.

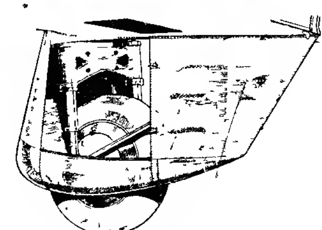


Фиг. 213 Детали конструкции шасси Девуатин



Фиг. 214. Механизм колеса и амортизационной стойки Доути.

Фиг 215 Типичное пирамидальное шасси



Фиг 216 Конструкция шасси самолета Пено.

Расстояние между колесами (колея) должно быть достаточно велико. У моноплана с низкорасположенным крылом при определении колеи нужно предусмотреть рациональное распреде-





Фиг. 217. Убирающееся шасси

I—самолета Юнкерс Ju 60; II—самолета Дуглас.

ление напряжений, возникающих от нагрузок при посадке. У рассматриваемого здесь моноплана с высокорасположенным крылом соображения экономии материала и расходов на заработную плату заставляют делать колею по возможности узкой, но все же достаточной для создания устойчивости при боковом ветре или крене при повороте во время рулежки.



Фиг 218. Убирающееся шасси.

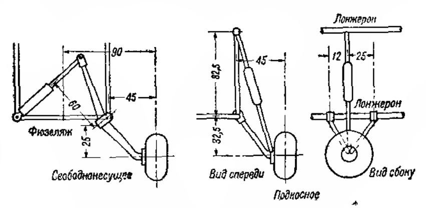


Фиг. 219. Шасси самолета Фоккер-XX, убирающееся в моторную гондолу

Для рассматриваемого самолета достаточна колея размером 1,8 *м* (16% размаха), потому что нагрузка на крыло $\frac{G}{S}$ в данном случае довольно велика.

Колея размером 0,13 размаха для одного из самолетов фирмы Кёртисс-Райт C-WJr оказалась слишком узкой, и эти само-

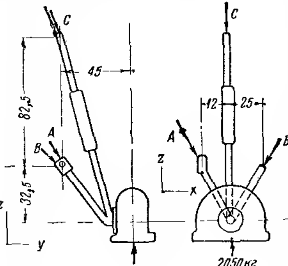
леты довольно легко опрокидывались при ветре 11 *м/сек*. Это можно объяснить, главным образом, тем, что нагрузка на крыло была недостаточна (менее 30 $кг/м^2$). По приведенным выше соображениям колеса располагают так, как показано на фиг. 220. Для легких самолетов Тейчианн (источник 12, стр. 205) рекомендует брать линию, проходящую через ц. т. и точку касания колес земли, под углом 25° с вертикалью.



Фиг. 220. Варнант шасси для самолета, представленного на фиг. 20.

Фиг. 221. Схема сил, действующих на часть шасси

Предварительный расчет на прочность, служащий для приближенного определения сечения и веса элементов, может быть выполнен следующим образом. На фиг. 221 приведена схема свободнонесущего шасси, для которого коэфициент перегрузки при посадке равен 4,3. Изгибающий момент стойки от реакции $M = 2050 \cdot 0{,}50 \approx 1000$ *кгм* (конструктивные размеры основаны на ориентировочно выбранном диаметре стойки шасси, равном 10 *см*).



Фиг. 222. Схема сил, действующих на шасси.

Предполагая, что стойка колеса изготовлена из стальной трубы SAE-4130, следует принять допускаемое напряжение изгиба равным 35 $кг/мм^2$ (пренебрегая напряжениями, возникающими под действием сил P и Q, которые по сравнению с напряжениями изгиба будут незначительны). В таком случае требуемый момент сопротивления приближенно равен:

$$\frac{M}{\sigma} = \frac{I}{y} = \frac{1000 \cdot 10^3}{35} = 28\,600\ мм^3 = 28{,}6\ см^3.$$

Схема пирамидального шасси (в двух проекциях) приведена на фиг. 222. При предварительном расчете этой конструкции

можно предположить, что стержни B и C восприиимают только осевые усилия, а стержеиь A — весь изгиб (и кручеиие в случае включенных тормозов). Таким образом мы имеем пять неизвестных A_x, A_y, A_z, B и C. Можно написать четыре уравнения равновесия: $\Sigma P_x = 0$; $\Sigma P_y = 0$; $\Sigma P_z = 0$; $\Sigma M_x = 0$ и равенство $A_x = \frac{12 A_z}{32{,}5}$, выражающее геометрическое соотношение между составляющими усилий в стержне A. Таким образом ферма является статически определимой. Решение этих уравнений дает возможность определить нагрузку каждого стержня. Стержии B и C работают как стойки, элемент A как балка, подвергающаяся совместному действию изгиба и сжатия (для случая посадки с торможением).

Из результатов таких вычислений следует, что пирамидальное шасси легче свободноиесущего, однако, последнее имеет меньшее лобовое сопротивление.

При тщательном сравнении обеих конструкций необходимо учитывать влияние веса, лобового сопротнвления, начальной стоимости и стоимости эксплоатации самолета на стоимость воздушиого траиспорта.

АМОРТИЗАТОРЫ

Большинство современных самолетов снабжено кроме пиевматиков каким-либо амортизирующим приспособлением, благодаря чему возможно совершать даже грубые посадки без повреждений конструкции самолета. Для каждого самолета существует, коиечно, предельная высота свободного падения, при превышении которой наступает разрушение конструкции самолета.

Для самолетов с весьма небольшой посадочной скоростью (иапример для самолетов Кёртисс-Райт Jr) требуемая высота свободного падения при испытании („Авиационный бюллетень" № 7А, § 39, стр. 372) весьма иевелика, и поэтому для них не требуется никаких амортизаторов. Полетный вес самолета Кёртисс-Райт Jr приблизительно 450 *кг* и посадочная скорость около 60 *км/час*. По даиным „Авиационного бюллетеня" № 7А, § 39, стр. 374 или по фиг. 50 высота свободного падения при испытаиии задается равной 33 *см*, а энергия, которая должна быть поглощена шасси и конструкцией, равна 150 *кгм*. Если применяются баллонные колеса, общая номинальная нагрузка на которые равна примерно 900 *кг* (450 *кг* на каждое колесо), то на основании фиг. 209 можио установить, что каждый пневматик поглощает приблизительно около 80 *кгм* (при максимальном обжатии в 75%), и поэтому в амортизаторах нет иеобходимости.

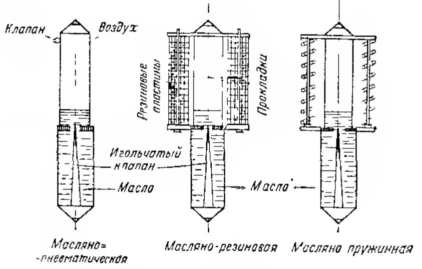
Для большинства самолетов шасси проектируют таким образом, чтобы они могли поглощать работу, лишь немиогим большую той минимальной работы, которая указана в „Авиационном бюллетеие" № 7А, § 39, стр. 374. При таких амортизаторах, как правило, посадка с планирования иа критических углах атаки

без выравнивания самолета невозможна, иначе неизбежна какая-либо поломка конструкции.

Тем не менее нужно создать шасси, которое позволяло бы совершать посадку с планированием на критических углах атаки. Такое шасси было бы особенно желательным для самолета, представленного на фиг. 20, так как возможность планирования на критических углах атаки с хорошей поперечной управляемостью составляет одну из отличительных особенностей этого самолета (ни один из существующих коммерческих самолетов не обладает этим качеством).

Амортизатор состоит из упругого тела (сжатый воздух, спиральная стальная пружина или резиновый диск), быстро поглощающего кинетическую энергию от вертикальной составляющей посадочной скорости и фрикционного приспособления (масло или тормозная лента), служащего для постепенного рассеивания этой энергии при обратном ходе амортизационной стойки после сжатия.

На фиг. 223—224 представлены три типа масляных амортизационных стоек. Самая легкая из амортизационных стоек — масляно-пневматическая — к тому же оказывается и наиболее дешевой



Фиг 223. Схемы трех типов масляных амортизационных стоек.

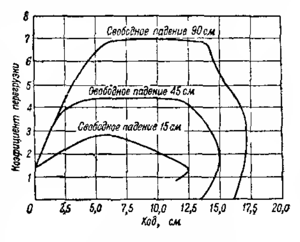
Фиг. 224. Деталь конструкции масляно-пневматической амортизационной стойки Бендикс.

при длительной эксплоатации. Однако эти стойки имеют тот недостаток, что они должны быть герметическими и должны периодически наполняться сжатым воздухом. При одном и том же количестве поглощаемой работы резиновые диски значительно легче стальной пружины, но резина занимает больше места, создает большое

лобовое сопротивление, если она находится в потоке. Кроме того, ее приходится часто заменять.

Работа амортизационной стойки при посадке происходит следующим образом.

При посадке, когда поршень двигается вниз, масло выталкивается через отверстие и через тарельчатый клапан свободно проходит в верхнюю камеру, сжимая воздух, находящийся над маслом. Как только заканчивается ход поршия, сжатый воздух стремится вытеснить масло обратно, вследствие чего закрывается тарельчатый клапан дополнительной трубы, и масло медленно выходит через небольшие отверстия в нижние части трубы. Таким образом осуществляется торможение обратиого хода. Размер отверстия выбирается в соответствии с требуемыми характеристиками обратного хода.



Фиг. 225. Результаты испытаний стойки на сбрасывание.

Каждый тип амортизационной стойки испытывается в лаборатории при помощи оборудования, утвержденного Ведомством военно-воздушных сил. Во время этих испытаний создаются условия работы, аналогичные условиям при совместной работе амортизационной стойки, колеса и пневматика.

Результаты типичных испытаний, полученные при помощи самозаписывающего перегрузочного прибора, приведены на фиг. 225. По площади, очерчиваемой каждой кривой, измеряется поглощенная амортизатором энергия. Обычно регулирующую иглу (игольчатый клапан) берут такого размера, чтобы поглощаемая энергия составляла 65—85% произведения nGS, где nG — эксплоатационная нагрузка и S — ход поршня. Для хорошей амортизационной стойки можно допустить величину „коэфициента полноты диаграммы", равную 80%.

Амортизационную стойку конструируют таким образом, чтобы она была в состоянии без поломки выдержать установленное испытание на свободное падение, если только не предусматриваются случаи посадки в исключительно тяжелых условиях (например, посадка с планирования на критических углах атаки).

Необходимую высоту свободного падения можно определить так. В тот момент, когда колеса касаются земли, самолет передвигается со скоростью V по траектории, проходящей под углом β к горизонтали (фиг. 226).

Кинетическая энергия самолета равна:

$$\frac{GV^2}{2g} = \frac{GV_y^2}{2g} + \frac{GV_x^2}{2g},$$

где V_y и V_x — вертикальная и горизонтальная составляющие скорости. После сжатия пневматиков и амортизационных стоек самолет уже не имеет скорости по вертикали; следовательно, конструкцией самолета, амортизационными стойками и пневматиками поглощается энергия, равная $\frac{GV_y^2}{2g}$. Такое же количество энергии должно быть поглощено при падении самолета вертикально с высоты h. Следовательно,

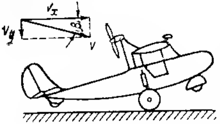
$$Gh = \frac{GV_y^2}{2g}.$$

Для самолета, представленного на фиг. 226, при планировании на критических углах атаки $V = V_{\min} = 20{,}2$ *м/сек*; угол планирования с опущенными щитками равен $\operatorname{arc}\operatorname{tg}\beta = \frac{1}{6}$:

$$V_y = \frac{20{,}2}{6} = 3{,}35 \text{ м/сек};$$

$$h = \frac{V_y^2}{2g} = \frac{3{,}35^2}{2 \cdot 9{,}81} = 0{,}57 \text{ м}.$$

Минимальной высотой по требованиям ДТ для нашего самолета (со щитками) является $h = 45$ *см* („Авиационный бюллетень" № 7А, § 39, стр. 374). Однако желательно рассчитывать шасси на свободное падение по крайней мере с высоты 57 *см*.



Фиг. 226. Посадка самолета с планирования на критических углах атаки.

Приводимые ниже расчеты дают возможность определить ход поршня амортизационной стойки, необходимый для того, чтобы выдерживать падение с такой высоты без повышения установленного максимального коэфициента перегрузки для самолета, представленного на фиг. 226. Минимальный коэфициент эксплоатационной перегрузки, принимаемый при расчете шасси, равен $n = 2{,}8 + \frac{4077}{910 + 1812} = 4{,}30$ („Авиационный бюллетень" № 7А, § 35, стр. 372), однако, для обеспечения большего комфорта и безопасности желательно, чтобы нормальные перегрузки, возникающие от удара при посадке с планирования на критическом угле атаки, составляли половину указанной величины. Останавливаемся на максимальном коэфициенте перегрузки, равном 2,0, несколько произвольно (берем этот случай для примера), хотя даже и при таком сравнительно малом коэфициенте посадка тяжела. При коэфициентах перегрузки более 2,0 самолет будет „козлить" после посадки под влиянием энергии, накопившейся в пневматиках, если реакция при посадке не изменит положения крыльев[1].

Пусть t — максимальное обжатие пневматика при коэфициенте перегрузки, равном 2,0, в *см*; s — вертикальное перемещение оси

[1] Имеется в виду посадка с планирования на трехколесное шасси.
Прим. ред.

колеса по отношению к фюзеляжу при сжатии амортизационной стойки, в *см*; это перемещение можно назвать эффективным ходом амортизационной стойки; такой ход был бы получен, если бы амортизационная стойка была вертикальной и крепилась к оси колеса у его центральной линии.

Предположим, что самолет испытывается на свободное падение с высоты 57 *см* и что к моменту соприкосновения с землей кинетическая энергия равна 520 *кгм*. Рассмотрим работу, производимую силами, показанными на фиг. 226.

Кинетическая энергия самолета при падении в момент соприкосновения с землей равна $910 \cdot 0{,}57 \approx 520$ *кгм*. Работа, выполняемая силой тяжести во время поглощения удара, равна $910(s+t)$. Работа, производимая подъемной силой крыла во время поглощения удара, равна $-910(s+t)$.

Необходимо отметить, что при испытании самолета без крыльев высота падения должна быть уменьшена на $(s+t)$, т. е. высота падения должна измеряться при сжатом положении пневматика и амортизационной стойки.

Максимальная сила, действующая на колеса, равна $2{,}0 \cdot 910 = 1820$ *кг*.

Максимальное обжатие пневматика при коэфициенте перегрузки $n = 2$ равно $t = 9{,}9$ *см*, т. е. удвоенному нормальному обжатию пневматика. Энергия, накопленная обжатым пневматиком, равна $1820 \frac{9{,}9}{2} \approx 9000$ *кгсм* $= 90$ *кгм* (предполагается, что график зависимости обжатия от нагрузки представляет прямую линию, см. фиг. 207). Амортизационная стойка должна поглотить энергию, равную $520 - 90 = 430$ *кгм*. В эту величину не входит энергия, поглощаемая конструкцией самолета, которая хотя и не совсем ничтожна, но все же весьма мала (около 0,0115 — 0,023 *кгм* на 1 *кг* веса самолета). В данном случае эта энергия равна приблизительно 12 *кгм*.

Предполагается также, что максимальное обжатие пневматика и амортизационной стойки наступает одновременно. Это предположение достаточно точно для практических целей.

При максимальной нагрузке на каждую амортизационную стойку, равной 910 *кг*, и при работе в 430 *кгм*, которую должны поглотить обе амортизационные стойки, эффективный ход поршня вычисляется следующим образом:

$$0{,}8 \cdot 910\, s = \frac{430}{2};$$

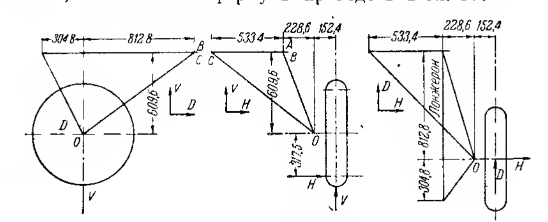
$$s = 29{,}5 \text{ см}.$$

Джонсон считает коэфициент полноты диаграммы, равный 0,8, средней величиной для хорошей конструкции амортизационных стоек. При большей нагрузке на стойку действительный ход амортизационной стойки может быть меньше 29,5 *см*. Для определения действительной величины хода следует вычертить схему конструкции шасси и тогда истинный ход можно найти графическим способом.

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ШАССИ

Таблица эксплоатационных нагрузок, установленных для расчета шасси, приведена в приложении на стр. 452.

Трубчатую стойку шасси свободнонесущего типа можно рассчитать как трубу, работающую на изгиб, кручение, сжатие и срез. Расчет напряжений для определения разрушающей нагрузки нельзя выполнить с достаточной точностью. Формула, приведенная в „Авиационном бюллетене" № 26, § 43, стр. 465, очевидно, неточна, но при подсчете по этой формуле получается избыток прочности; более точная формула приведена в гл. IV.



Фиг. 227. Схема пирамидального шасси.

Метод расчета пирамидального шасси, рекомендуемый в „Авиационном бюллетене" № 26, § 33, стр. 449, вполне соответствует методу, указываемому Найльсом[1], по которому может быть выполнен расчет шасси, показанного на фиг. 227.

Примем, что подкос воспринимает все изгибающие и скручивающие нагрузки. Такое предположение допустимо при предварительном расчете. Однако, если в окончательной конструкции эти нагрузки будут воспринимать два подкоса приблизительно равной жесткости, то желательно распределить изгибающие и скручивающие нагрузки между этими двумя элементами, не имеющими амортизатора, в отношении $\frac{I}{L}$ этих элементов (I — полярный момент инерции, L — длина элемента). Это предположение справедливо в том случае, если узел сконструирован таким образом, что концы элементов поворачиваются на равные углы.

ЗАДАЧИ

Задача 1. Сравнить различные типы колес для рассматриваемого самолета пользуясь данными, приведенными в табл. 27, и объяснить, на каком основании было выбрано то или иное колесо.

Задача 2. Пользуясь методом, приведенным в разделе об амортизаторах (стр. 199), вычислить ход поршня амортизационной стойки, при котором возможно совершить посадку с планирования на критических углах атаки при условии, что перегрузка не превышает $\frac{1}{3}$ установленного расчетного коэфициента

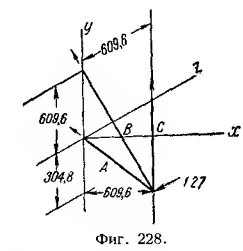
[1] См. литературу, источник 1.

перегрузки при посадке. Вычислить необходимую высоту падения при испытании самолета без крыльев.

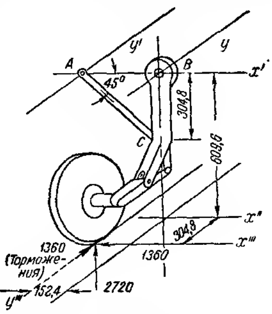
Задача 3. Рассчитать на прочность основные элементы проектируемого шасси.

Задача 4. Определить размеры стальной трубы *B* при коэфициенте безопасности 1,5 (фиг. 229).

Задача 5. Шасси, показанное на фиг. 229, шарнирно прикрепляется к крылу в двух точках *A* и *B*, причем вращение в этих точках возможно только относительно оси *y*. При указанных внешних нагрузках определить:



Фиг. 228.



Фиг. 229.

а) усилие в элементе *AC*;

б) крутящий момент в точке *B*;

в) изгибающий момент в точке *B*;

г) наиболее легкую стальную трубу для точки *B*.

Используйте стандартные трубы SAE-4130 диаметром менее 90 *мм*.

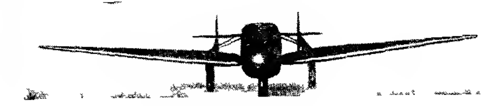
ЛИТЕРАТУРА

1. A. S. Niles, Layout and Stress Analysis of Landing Gears, Airway Age, декабрь, 1929 и январь, 1930.
2. C. V. Johnson, The Airplane Landing Gear Shock-Absorbing System, SAE Journ., сентябрь, 1930.
3. B. F. Goodrich Rubber C°, Goodrich Airplane Tires and Accessories, Technical Catalog, 1934.
4. Goodyear Tire and Rubber C°, Technical Information on Airplane Products, Technical Catalog, 1934.
5. General Tire and Rubber C°, General Streamline Airplane Tires, Technical Data Sheets. 1934.
6. Bendix Aviation Corporation, Bendix Airplane Wheels and Brakes, 1934 Technical Data Sheets, 1934.
7. Automotive Fan and Bearing C° (Jackson, Mich.), Technical Data Sheets, 1934.
8. The Drag of Airplane Wheels, Wheel Fairings, and Landing Gears, NACA Rep., № 485.
9. P. Gallico, Who Ins't Afraid Reader's Digest, октябрь, 1934.
10. F. E. Weick, The W-1 Airplane, „Aviation", июль, 1934.
11. Comparison of Streamline, High Pressure, Low pressure Tires, Wright Field Rep., № M-56-2469.
12. E. Jones и F. Cock, Aeroplane undercarriagess, Aircraft Engineering, июнь, 1938.
13. A. E. Parker, Taxying bimps, Flight, декабрь, 1937.

ГЛАВА VIII

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА

К фюзеляжу часто крепится подмоторная рама и стойки шасси. В нем имеется багажное отделение, или грузовой отсек, и помещается оборудование, которое должно быть легко доступно



Фиг 230 Модель самолета Hammond для испытания в аэродинамической трубе.

для летчика. На многомоторных самолетах моторы и шасси крепятся к крылу. У самолетов, хвостовое оперение которых поддерживается балкой (фиг. 230) или необшитой фермой (фиг. 28), та часть, в которой размещаются пассажиры и летчики, называется корпусом самолета, или пассажирской кабиной (что не совсем точно).

КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА И ЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЕ

Конструкции фюзеляжа почти так же разнообразны, как и конструкции крыльев. Наиболее распространены фюзеляжи:

1) стальной трубчатой конструкции (фиг. 85) с полотняной обшивкой;

2) конструкции из дуралюминовых листов, усиленных дуралюминовыми шпангоутами и стрингерами (полумонококовая конструкция);

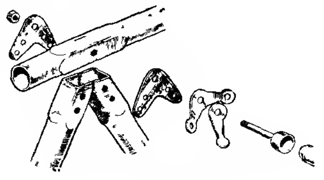
3) из деревянных стержней с тросовыми расчалками и болтовыми соединениями;

4) из стальных или дуралюминовых труб с расчалками и с болтовыми или заклепочными соединениями;

5) из гофрированного дуралюмина;

6) из фанерных листов, подкрепленных деревянными шпангоутами и стрингерами; в США большинство самолетов, утвержденных к постройке, имеют фюзеляжи первых двух типов.

Выбор типа конструкций и метода соединения фюзеляжа с крылом и хвостовым оперением — вопросы экономические[1]. В Англии фюзеляжи, как и крылья, обычно изготовляют из высококачественных термически обработанных стальных труб или из профилей с заклепочными или болтовыми соединениями (фиг. 231). В США изготовляют сварные конструкции фюзеляжа из стальных труб (фиг 232). Дуралюминовые трубчатые конструкции фюзеляжей склепывают при помощи накладок (фиг 78).



Фиг 231 Детали болтовых узлов фюзеляжа

Фюзеляж самолета всегда рассчитывают последним, потому что нагрузки, являющиеся расчетными для элементов фюзеляжа, определяются при расчете крыльев, поверхностей управления и шасси. Детальные чертежи фюзеляжа также обычно изготовляют после того, как готовы детальные чертежи всех других частей.

Фиг 232 Типичные сварные узлы фюзеляжа

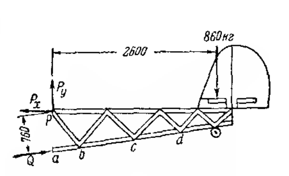
Общих правил проектирования фюзеляжа не существует. Некоторые конструкторы вычерчивают сначала обводы (теоретические чертежи), руководствуясь соображениями наиболее удобного размещения пассажиров, и затем делают эскизы элементов конструкции, несущих основные нагрузки, вызываемые крылом, мотором и полезной нагрузкой, а также нагрузки, создаваемые шасси и хвостовым оперением. Другие конструкторы сначала вычерчивают элементы конструкции фюзеляжа, а затем общий вид фюзеляжа и теоретические чертежи. В обоих случаях возможны различные изменения частей конструкции в дальнейшем проектировании.

Размеры лонжеронов (стальные трубы) или стрингеров (дуралюминовая полумонококовая конструкция), расположенных непосредственно за крылом, можно приближенно определить, приравнивая момент упругих сил, возникающий в этих элементах, моменту от максимальной нагрузки, действующей на

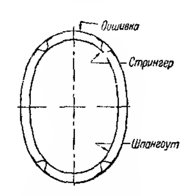
---

[1] *Вопросы экономики в самолетостроении весьма важные, но, конечно, не единственные. Прим ред*

горизонтальное оперение (хотя для некоторых самолетов нагрузки при посадке на три точки могут быть большими). На фиг. 233 показана схема действующих сил для задней части фюзеляжа. Максимальная нагрузка на хвостовое оперение принята при расчете равной 308 *кг/м²* · 2,8 *м²* ≈ 860 *кг* Для равновесия сумма моментов относительно точки P должна быть равна нулю. По уравнению $\Sigma M_p = 0$ находим силу Q для двух нижних лонжеронов: $\Sigma M_p = 0{,}76Q - 2{,}6 \cdot 860 = 0$, откуда $Q = 2940$ *кг*.



Фиг 233 Схема сил, действующих на хвостовую часть фюзеляжа



Фиг 234 Сечение полумонококового фюзеляжа

Нагрузка на каждый нижний лонжерон равна 1470 *кг* Расстояния между узлами панели *a*, *b*, *c* и *d* около 75 *см* (желательно расположить раскосы в виде равносторонних треугольников). Лонжерон должен быть рассчитан как стойка с шарнирными концами длиной 75 *см* („Авиационный бюллетень" № 7А, § 60, стр. 383). Стальная труба SAE-4130, которая должна нести эту нагрузку, может быть выбрана по диаграмме, приведенной в приложении на стр. 328. Из диаграммы следует, что труба размером 25,4 *мм* (калибр 20) имеет значительный запас прочности и может выдерживать эту нагрузку. Для фюзеляжей полумонококовой конструкции (подобно представленным на фиг. 234, 235) размеры, установленные в соответствии с предполагаемой нагрузкой, и толщину обшивки можно определять, выбирая момент сопротивления обшивки и стрингеров относительно горизонтальной оси достаточным для того, чтобы фюзеляж выдержал изгибающие напряжения от сил, приложенных к хвостовому оперению.

Получить удовлетворительное распределение нагрузок между обшивкой и стрингерами трудно. Результаты исследований показывают, что максимальная экономичность конструкции достигается в случае применения возможно более тонкой обшивки (выдерживающей, однако, скручивающие напряжения, возникающие под влиянием нагрузки, приложенной к вертикальному оперению и обеспечивающей нужную жесткость на кручение во избежание флаттера хвостового оперения). Обшивка толщиной менее 0,3 *мм* не допускается.

Предварительные размеры других элементов фюзеляжа можно определить аналогичным путем, принимая нагрузки, указанные в „Авиационном бюллетене" № 26, стр. 455.



Фиг 235 Внутренний вид фюзеляжа полумонокок самолета DC-3 после выемки из стапеля.

РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ

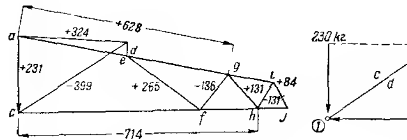
Фюзеляж обычно соединяется со всеми основными частями самолета, поэтому расчет его прочности производится на все случаи, являющиеся расчетными для других частей самолета, а также на несколько специальных случаев (капотирование и полное опрокидывание самолета), которые предварительно не учитываются.

Для фюзеляжей ферменного типа допускается графический метод расчета („Авиационный бюллетень“ № 26, § 40, стр. 459). При таком расчете редко получается точность более ± 5%, но, принимая во внимание малую точность нормируемых нагрузок, ее можно признать достаточной. Графическим методом расчет можно выполнить быстрее, чем аналитическим.

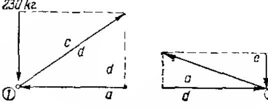
Фиг. 236. Схема сил, действующих на часть фюзеляжа.

Основные теоретические предпосылки графического метода таковы: если тело находится под действием сил в равновесии, то сумма векторов сил равняется нулю, т. е. векторы сил образуют замкнутый многоугольник[1].

Принимают, что ферма фюзеляжа состоит из шарнирно соединенных стержней, которые могут быть только сжаты или только растянуты, и что всякую внешнюю силу, приложенную между узлами стержня, можно заменить двумя составляющими, приложенными в узлах.



Фиг. 237. Графическое определение усилий в стержнях фермы.



Фиг. 238. Схема сил, действующих на узлы *1* и *2*.

Применение графического метода иллюстрируется следующим примером. Пусть требуется найти усилия во всех стержнях фермы фюзеляжа, представленной на фиг. 236, находящейся под действием нагрузки в 230 *кг*. Предполагается, что все силы растягивающие. Так как силы находятся в равновесии, многоугольник сил должен быть замкнут. Многоугольник *aijc* (фиг. 237) отвечает условиям равновесия.

На фиг. 238 показаны диаграммы сил для двух последовательных узлов фермы. Обычно при расчете такие диаграммы сил для отдельных узлов не вычерчивают, но для начинающих конструкторов они весьма полезны. Фиг. 237 можно рассматривать, как ряд векторных многоугольников (фиг. 238), соединенных между собой. Расстояние между двумя любыми

[1] Равенство нулю суммы моментов, видимо, подразумевается. *Прим. ред.*

буквами на фиг. 237 является мерилом силы в соответствующем стержне (фиг. 236).

ГЕОДЕЗИЧЕСКАЯ КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

В некоторых недавно построенных самолетах (1938 г.) применяют решетчатую конструкцию, обтянутую полотном вместо металлической или фанерной обшивки (фиг. 135 и 239).



Фиг. 239. Моноплан Greenwood-Yotes с двумя моторами Менаско по 50 *л. с.*

На одном таком самолете (Виккерс-Уэлсли („Aeroplane", декабрь 7, 1938) установлен в 1938 г. новый рекорд дальности полета без пополнения горючим (около 11 200 *км*). Эта конструкция названа геодезической, потому что элементы ее расположены на поверхности фюзеляжа или крыла подобно дугам большого круга на поверхности земли. К числу преимуществ ее фирма относит возможность размещения в фюзеляже или крыле большого количества горючего. Идея эта не нова.



Фиг. 240. Подмоторная рама из стальных труб истребителя Кертисс Хоук-75-А с резиновыми прокладками для поглощения вибрации. *Эта конструкция также* „геодезическая", в ней продольные и крутящие нагрузки воспринимают диагональные элементы.

Подобные конструкции давно применялись в мачтах решетчатого типа на линкорах. Много подмоторных рам (фиг. 240) имеет подобную конструкцию, где в целях получения большей жесткости на кручение основные элементы располагаются диагонально.

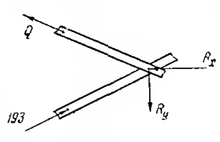
В крыльях подобный эффект может быть получен размещением нервюр по диагонали так же, как „сжатые нервюры" в крыле Стинсон, изготовленном из стальных труб.

Геодезическая конструкция привлекает к себе внимание тем, что: 1) фюзеляж из тонкостенного материала не так эффективен в работе на кручение, как того же веса решетчатая конструкция по причине малой устойчивости тонких листов в отношении местной потери устойчивости, и 2) клетки решетки можно строить, образуя поверхности двойной

кривизны и притом такие, какие наиболее желательны с точки зрения аэродинамики фюзеляжа самолета, без больших затрат на приспособления или инструменты. Фанерные же листы или листы из пластмассы должны быть изготовлены дорогими прессами, металлические листы нужно катать, обрабатывать молотом или прессовать.

Опубликованные в настоящее время данные о проектировании и расчете геодезических конструкций не являются полными. Ниже приводим соображения, предлагаемые для предварительного проектирования и расчета таких конструкций.

1. Для получения желательных размеров и размещения геодезических элементов можно спроектировать сначала эквивалентный фюзеляж монокок и затем выбрать геодезические элементы такого размера и так их расположить, чтобы решетчатая конструкция имела такой же вес, как и монококовая оболочка. Это идет в запас прочности.



Фиг. 241. Схема усилий, действующих на элемент фюзеляжа геодезической конструкции.

Такой прием был применен в университете „Purdue", и в результате был получен коэфициент безопасности на 50% больший, чем для фанерной конструкции.

Для образования из полос решетки плавной поверхности требуется по крайней мере (предпочтительно больше) 15 диагональных основных элементов (полос), расположенных в каждом направлении (на фиг. 135 показано около 20 полос). Также для получения плавной поверхности двойной кривизны требуется, чтобы полосы хорошо изгибались в обеих плоскостях, а следовательно, ширина их для деревянных элементов прямоугольного сечения не должна быть больше двух-трехкратной высоты.

Для гнутых и прессованных профилей должны быть разработаны сечения, специально приспособленные для этой цели. В фюзеляже самолета Виккерс-Уэлсли в каждом направлении поставлены только четыре геодезических элемента, для получения же плавной формы применены продольные несиловые стрингеры.

2. Для расчета на прочность решетчатый фюзеляж можно рассматривать в виде серии треугольных ферм, подобных показанной на фиг. 241, с фиктивными шпангоутами и шарнирами во всех сечениях.

В такой ферме нагрузка, которую может воспринять одна из сжатых диагоналей, определяет прочность конструкции на кручение и изгиб. Например, фюзеляж, подобный указанному на фиг. 135, состоит из планок „дугласовой пихты" сечением $6{,}5 \times 12{,}5$ *мм*, расположенных через 125 *мм* под углом 60° к шпангоутам в точке, где шпангоут имеет эллиптическую форму (ширина 610 *мм*, высота 915 *мм*). Наименьший радиус инерции

такой планки будет

$$i=\sqrt{\frac{I}{F}}=\sqrt{\frac{ab^3}{12ab}}=\frac{b}{\sqrt{12}}\approx 1{,}8\ \text{мм}$$

и отношение длины планки к радиусу инерции будет:

$$\frac{L}{i}=\frac{125}{1{,}8}\approx 69{,}1.$$

Принимая стойки шарнирно опертыми, для „дугласовой пихты" можно свободно применить „параболическую" формулу Джонсона для стоек; по фиг. 109 критическое отношение $\frac{L}{i}$ должно быть равно

$$\frac{L}{i}=1{,}5\pi\sqrt{\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}}},$$

где $E=0{,}119\cdot 10^6$ $кг/см^2$.

Здесь $\sigma_{\text{тек. прод}}=393$ $кг/см^2$, так что $\frac{E}{\sigma_{\text{тек. прод}}}=305$ и $\frac{L}{i}=\mathbf{82}$.

Следовательно, применяем уравнение

$$\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{\text{тек. прод}}}=1-0{,}25\left[\frac{\left(\frac{L}{i}\right)^2}{\frac{\pi^2E}{\sigma_{\text{тек. прод}}}}\right]=1-\left[\frac{69{,}1^2}{4\pi^2\cdot 305}\right]=0{,}605.$$

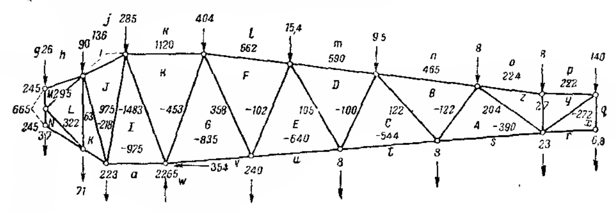
Таким образом $\sigma_{сж}=238$ $кг/см^2$ и предельная нагрузка $P=$ $=238\cdot 0{,}65\cdot 1{,}25\approx 193$ $кг$.

На фиг. 241, представляющей геодезический элемент, имеем $R_x=0$ и $\Sigma F_x=\Sigma F_y=0$, что дает $Q=193$ $кг$ и $R_y=193$ $кг$. Для суммарного периметра, равного около $\frac{\pi(61\ см+91{,}5\ см)}{2}=240$ $см$ (примем 242 $см$ при 19 элементах), максимальный крутящий момент можно приближенно определить, принимая, что узлы воспринимают касательные нагрузки пропорционально их расстоянию от оси жесткости фюзеляжа (при условии жестких шпангоутов). В этом случае нагрузка в 193 $кг$ должна быть умножена на плечо 30,5 $см$ (для боковой стороны фюзеляжа). Для узлов элементов, расположенных сверху и снизу фюзеляжа, воспринимаемые нагрузки будут равны $\frac{30{,}5}{45{,}7}\cdot 193$ $кг$ при плече 45,7 $см$; таким образом суммарный крутящий момент, который может воспринять фюзеляж, будет около $19\cdot 30{,}5\cdot 193$ $кг=$ $=111\,300$ $кгсм=1113$ $кгм$.

Очевидно, что расчеты по этому методу, еще не подкрепленные экспериментом, могут применяться лишь как основания для предварительного проектирования.

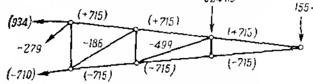
ЗАДАЧИ

Задача 1. Для рассматриваемого самолета (фиг. 20) определить предварительный размер элементов фюзеляжа *a*, находящихся непосредственно за крылом, и *b*, находящихся перед крылом, способом, изложенным в настоящей главе.



Фиг. 242. Расчетные нагрузки, действующие на фюзеляж для случая большого положительного угла атаки.

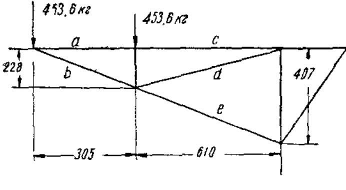
Задача 2. Вычертить схему конструкции фюзеляжа и показать примерное размещение основных элементов, выбрав достаточное для статически определимой конструкции количество стержней и соответствующим образом расположив их для восприятия нагрузки, возникающей в полете и при посадке.



Фиг. 243. Нагрузка на верхнюю ферму фюзеляжа.

Задача 3. Для фюзеляжа с заданными для него нагрузками (фиг. 242) графически рассчитать усилия во всех стержнях. Показанные на схеме нагрузки — расчетные, приложенные в узлах панели данного фюзеляжа в случае большого положительного угла атаки (решение этой задачи см. Klemin, Airplane Stress Analysis).

Задача 4. Для заданных нагрузок в 224 и 155 *кг* (фиг. 243) проверить графически усилия, приведенные в скобках.



Фиг. 244.

Задача 5. Сравнить веса и стоимость двух цилиндрических отсеков фюзеляжа монокок диаметром 610 *мм* и с расстоянием между шпангоутами 760 *мм*. Один отсек из дуралюмина 17-ST, а другой из трехслойной березовой переклейки. Рассчитать на изгибающий момент 276 *кгм* или на крутящий момент 69 *кгм* в зависимости от того, какой из них дает меньшие запасы прочности.

Задача 6. Определить усилие в стержне *e* (фиг. 244) и подобрать стальную трубу, воспринимающую нагрузку при коэфициенте безопасности 1,5.

Задача 7. Для самолета с эллиптическим фюзеляжем шириной 91,5 *см* и высотой 122 *см* в сечении у лонжеронов крыла действует изгибающий момент от нагрузки на оперение 724 *кг* на плече 458 *см* и крутящий момент от нагрузки 361 *кг* на плече 91,5 *см*:

а) определить необходимую толщину оболочки из переклейки;

б) составить эскиз решетчатого фюзеляжа примерно такого же веса, как и деревянный коковый;

в) пользуясь приведенным выше методом, найти максимально-допустимые изгибающий и крутящий моменты.

ЛИТЕРАТУРА

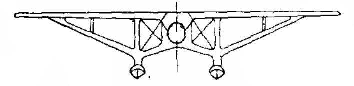
1. Test of Sections of fuselage on Short Crusander, Rep. and Memoranda, N. 1300. 1936.
2. N. J. Hoff, Instability of monocoque structures in pure bending.

ГЛАВА IX

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЛОДОК И ПОПЛАВКОВ

ВВЕДЕНИЕ

Все большие населенные центры расположены вблизи рек или больших водных пространств. Это обеспечивает гидросамолетам значительные преимущества по сравнению с сухопутными самолетами. Но аэродинамические формы гидросамолетов не могут быть такими же совершенными, как формы сухопутных самолетов. Кроме того, как правило, гидросамолеты при данных летных качествах могут перевозить меньший полезный груз. Все же мировой рекорд скорости (около 709 *км/час* в 1934 г.) был установлен на итальянском гидросамолете Макки-72, а не на сухопутном самолете, несмотря на худшие летные качества гидросамолета. Это объясняется, главным образом, лучшими условиями взлета и посадки гидросамолета[1].

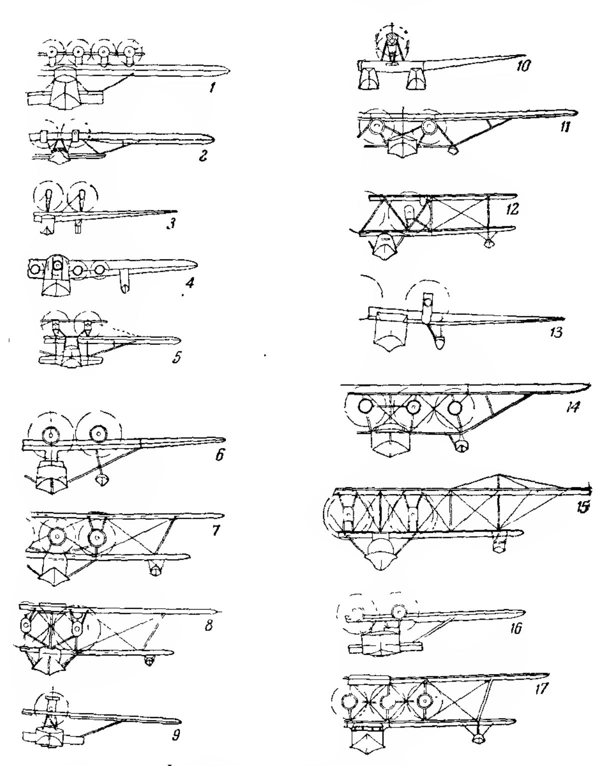


Фиг. 245. Схема самолета Белланка „Сикрузер" с обтекаемым креплением поплавков.

Наибольшее применение должны иметь амфибии. Большинство амфибий — это летающие лодки на колесах. Но колеса, увеличивая вес и лобовое сопротивление, делают амфибии, как правило, неэкономичными, и они ценятся лишь из-за большей безопасности в случае вынужденной посадки. Многомоторные летающие лодки экономичнее делать без колесного шасси, снабжая их для возможности вынужденной посадки на землю полозом (лыжей) на киле. Одна летающая лодка на острове Кубе даже без такого полоза совершила посадку на поле, засеянном картофелем. Корпус лодки был незначительно поврежден, но не потребовал большого ремонта. Обычно лодку снабжают приспособлением, на которое устанавливают колеса для возможности выхода ее на берег. Такие колеса могут быть значительно легче, чем колеса шасси; их в полет не берут за исключением особых случаев.

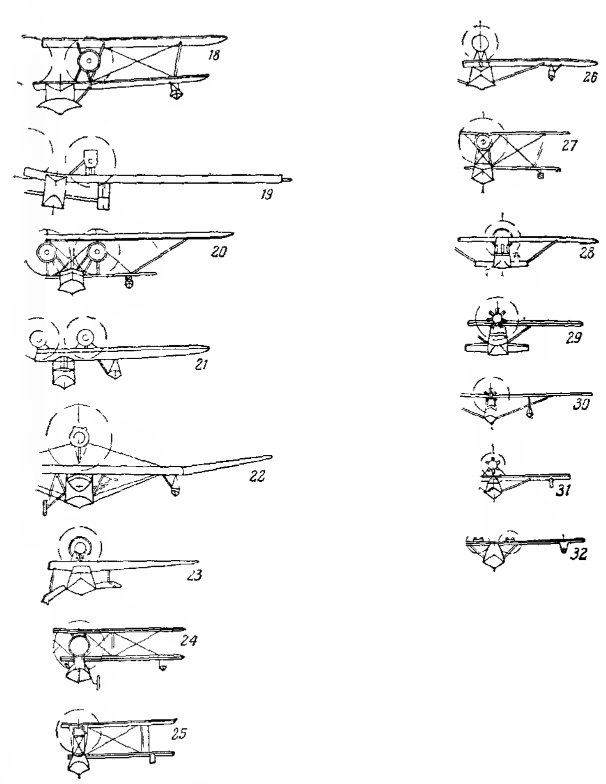
Поплавковый самолет представляет видоизменение сухопутного самолета с полезной нагрузкой, меньшей 20%, и с макси-

[1] В 1939 г. мировой рекорд скорости, равный 755,138 *км/час*, установлен на немецком сухопутном самолете Мессершмидт Ме — 109 — R. *Прим. ред.*



Фиг. 246. Схемы летающих лодок.

1 — Dornier „Do-X“: $G = 56\,000$; $\frac{G}{S} = 123$; $\frac{G}{N} = 7{,}8$; *2* — Latécoère-300: $G=22\,400$; $\frac{G}{S} = 67$; $\frac{G}{N} = 8{,}65$; *3* — Rohrbach „Romar“: $G = 20\,700$; $\frac{G}{S} = 122$; $\frac{G}{N} = 9{,}6$; *4*—Penhoët: $G=17\,500$; $\frac{G}{S} = 65$; $\frac{G}{N} = 8{,}3$; *5* — Dornier „DO-S“: $G = 17\,000$; $\frac{G}{S} = 72$; $\frac{G}{N} = 5{,}86$; *6* — Blackburn „Nile“: $G=10\,700$; $\frac{G}{S} = 76$; $\frac{G}{N} = 7{,}4$; *7* — Short „Calcutta“: $G = 10\,200$; $\frac{G}{S} = 60$; $\frac{G}{N} = 6{,}5$; *8*—Short „Singapore-1“: $G = 9100$, $\frac{G}{S} = 56$; $\frac{G}{N} = 5{,}33$; *9* — Dornier „Wal“: $G = 9100$; $\frac{G}{S} = 97$; $\frac{G}{N} = 10{,}1$; *10* — „Savoia S-55“: $G = 8100$; $\frac{G}{S} = 88$; $\frac{G}{N} = 9{,}0$; *11* — Consolidated „Commodore“: $G = 8000$; $\frac{G}{S} = 77$; $\frac{G}{N} = 6{,}95$; *12* — Supermarine „Southampton“: $G = 6800$; $\frac{G}{S} = 56$; $\frac{G}{N} = 7{,}6$; *13* — Loiré et Olivier „H-27“: $G = 16\,800$, $\frac{G}{S} = 101$; $\frac{G}{N} = 7{,}0$; *14* — Sikorsky „S-40“: $G = 15\,500$; $\frac{G}{S} = 95$; $\frac{G}{N} = 6{,}73$; *15* — Fairey № 4 „Atalanta“: $G = 15\,500$; $\frac{G}{S} = 57$; $\frac{G}{N} = 5{,}95$; *16*— Dornier „Superwal“: $G = 15\,000$; $\frac{G}{S} = 106$; $\frac{G}{N} = 7{,}5$; *17* — Short „Kent“: $G = 14\,500$; $\frac{G}{S} = 59$; $\frac{G}{N}$ 6,05.

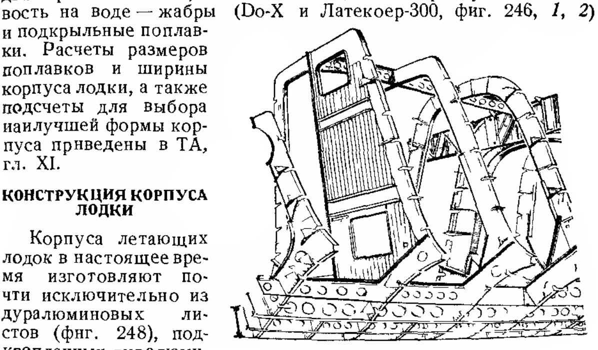


Фиг. 247. Схемы летающих лодок

18 — Douglas „PO-1“ $G = 6800$, $\frac{G}{S} = 62$, $\frac{G}{N} = 6{,}45$, *19* — Rohrbach „RO-11“, $G = 5700$ $\frac{G}{S} = 81$, $\frac{G}{N} = 7{,}9$, *20* — Sikorsky „S-38“ $G = 4800$, $\frac{G}{S} = 70$, $\frac{G}{N} = 5{,}6$, *21* — Saro „Cloud“ $G = 4200$, $\frac{G}{S} = 73$, $\frac{G}{N} = 6{,}8$, *22* — GAMS-80 $G = 4000$, $\frac{G}{S} = 64$, $\frac{G}{N} = 5{,}7$, *23* — Fokker „F11-A“ $G = 2800$, $\frac{G}{S} = 62$, $\frac{G}{N} = 6{,}8$, *24* — Loening Amphibian $G = 2400$, $\frac{G}{S} = 51$, $\frac{G}{N} = 5{,}65$, *25* — Canadian-Vickers „Vidette“ $G = 1800$, $\frac{G}{S} = 40$, $\frac{G}{N} = 6{,}05$, *26* — Boeing „Totem“ $G = 1800$ $\frac{G}{S} = 63$, $\frac{G}{N} = 6{,}05$, *27* — Savoia „S-56“ $G = 1000$, $\frac{G}{S} = 38$, $\frac{G}{N} = 14{,}3$ *28* — Fisir „AF 2“ $G = 690$, $\frac{G}{S} = 43$, $\frac{G}{N} = 8{,}1$, *29* — Dornier „Libelle“ $G = 670$, $\frac{G}{S} = 48$ $\frac{G}{N} = 11{,}2$, *30* — Curtiss „Duckling“. $G = 5900$, $\frac{G}{S} = 36$, $\frac{G}{N} = 7{,}9$, *31* — Canadian-Vickers „Vista“ $G = 450$, $\frac{G}{S} = 33$, $\frac{G}{N} = 7{,}9$, *32* — Short „Cockle“ $G = 400$, $\frac{G}{S} = 22$, $\frac{G}{N} = 8{,}3$

мальной скоростью, меньшей на 5%. Следует отметить, что самолет Белланка „Сикрузер" („Seacruiser" — „морской крейсер"), схема которого представлена на фиг. 245, обладает почти такими же летными качествами, как и „Эркрузер" („Aircruiser" — „воздушный крейсер"), вследствие отсутствия подкосов поплавков. Обычно конструкция поплавкового шасси состоит из двенадцати стоек и двух тросов (хотя шесть стоек и десять тросов дают меньший вес и небольшее лобовое сопротивление). Конструкция фермы поплавков и ее расчет достаточно просты, и мы не будем на них останавливаться. При заданном весе сухопутного самолета поплавки, заменяющие колеса, можно выбирать по данным, приведенным в приложении (стр. 321).

Схемы летающих лодок представлены на фиг. 246, 247 (по Munro, Marine Aircraft Design) В данное время существует два приспособления, обеспечивающие поперечную остойчивость на воде — жабры (Do-X и Латекоер-300, фиг. 246, *1*, *2*) и подкрыльные поплавки. Расчеты размеров поплавков и ширины корпуса лодки, а также подсчеты для выбора наилучшей формы корпуса приведены в ТА, гл. XI.



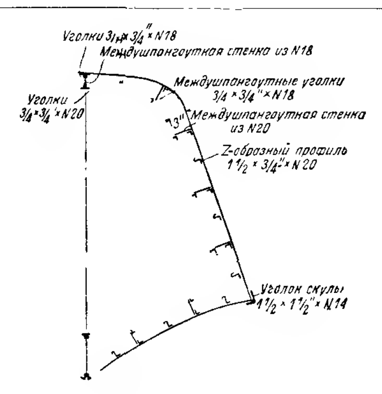
Фиг 248 Конструкция корпуса летающей лодки.

КОНСТРУКЦИЯ КОРПУСА ЛОДКИ

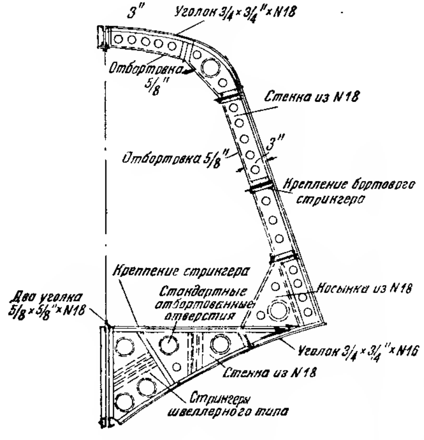
Корпуса летающих лодок в настоящее время изготовляют почти исключительно из дуралюминовых листов (фиг. 248), подкрепленных дуралюминовыми шпангоутами и стрингерами (фиг. 249 и 250). С внутренней стороны обшивка лодки Сикорского S-42 имеет сравнительно мало подкрепляющих элементов, потому что в данной конструкции большинство их расположено снаружи.

Корпуса летающих лодок изготовляют также из дерева, так как они дешевле дуралюминовых корпусов, но обычно они менее долговечны. И дуралюмин и дерево быстро разрушаются под действием соленой воды. Корпуса, изготовленные в экспериментальном порядке из нержавеющей стали, оказались весьма устойчивыми против коррозии, однако, они имеют большой вес и высокую стоимость.

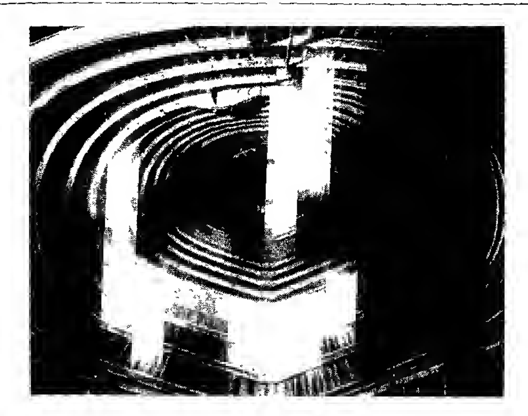
Корпуса обычно изготовляют в стапеле, как показано на фиг. 252. Сначала закрепляют шпангоуты, киль, стрингеры и приклепывают



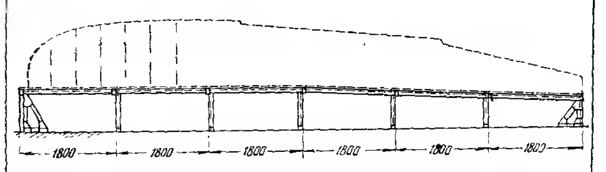
Фиг. 249. Продольный набор летающей лодки весом 1800 *кг*.



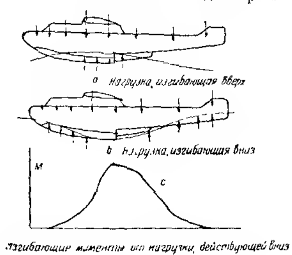
Фиг. 250. Детали типичного шпангоута летающей лодки.



Фиг. 251. Конструкция фюзеляжа лодки Мартин-156 представляет собой монокок с продольным гофром вместо стрингеров.



Фиг. 252. Стапель для приклепки обшивки днища.



Фиг. 253. Нагрузка и изгибающие моменты типичной конструкции корпуса английских лодок.

обшивку днища. Затем корпус переворачивают, снова устанавливают в стапель и приклепывают боковые и верхние стрингеры и обшивку.

Таблица 28

Весовой анализ деталей корпуса лодки

Элементы конструкции	Вес *кг*	Процент от общего веса
Шпангоуты и перегородки	45,5	21
Верхние и боковые стрингеры	31.7	15
Нижние стрингеры	18,2	8
Уголки киля и скул	13,6	6
Обшивка верхней и боковых частей	54,5	25
Обшивка днища	45,5	21
Заклепки и отделка	9,0	4
Итого	218	100

Анализ весов типичной английской летающей лодки приведен в табл. 28.

Типичные формы корпуса лодок представлены на фиг. 44 и 253.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОРПУСА ЛОДКИ

При проектировании корпусов лодок пользуются методом последовательных приближений. Указания для выбора корпуса с требуемыми гидродинамическими и аэродинамическими характеристиками приведены в ТА, гл XI. На этот выбор, как правило, не оказывают влияния конструктивные соображения. Расчетные нагрузки при посадке, обусловливающие ту или иную конструкцию корпусов, приведены в нормах прочности. Эти нагрузки суммированы в удобном виде в бюллетене АВ-26.

Там рассмотрены два случая посадки: 1) посадка на редан при эксплоатационной перегрузке 5,33 и расчетной перегрузке 8,0, 2) посадка на две волны при эксплоатационной перегрузке 1,0. Нагрузки на корпус при этих условиях сходны с нагрузками, которые получаются в результате медленного передвижения лодки по взволнованному морю (фиг. 253, *a* и *b*). Эти нагрузки аналогичны нагрузкам, задаваемым при проектировании морских судов. Корпус лодки рассчитывают как балку по формуле:

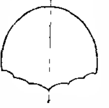
$$\sigma_{\text{доп. изг}} = \frac{My}{I},$$

где $\frac{I}{y}$ — момент сопротивления обшивки, стрингеров, киля и скулы в соответствующем сечении;

$\sigma_{\text{доп. изг}}$ — допустимое напряжение при изгибе.

Предварительно приближенное значение момента сопротивления можно получить, предположив, что силы реакции при посадке, равные $8G$, сосредоточиваются у редана и что сосредоточенные нагрузки, равные $8G_{ha}$ и $8G_t$, действуют на корпус и приложены в соответствующих точках (G_{ha} — вес части корпуса позади заднего шпангоута, к которому крепится крыло, G_t — вес поверхностей хвостового оперения).

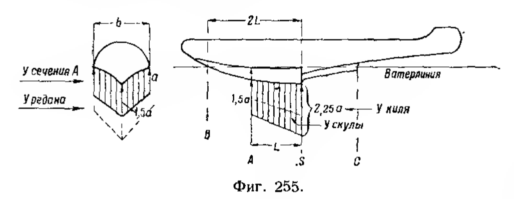
Сосредоточенные нагрузки на днище, возникающие при посадке на редан, создают теоретически бесконечно большие напряжения в обшивке днища, если эта обшивка не деформируется между стрингерами. Напряжения в обшивке днища можно уменьшить, сделав днище желобчатым (фиг. 254). Испытания, проведенные в гидроканале NACA (NACA Rep. № 470), показали, что поплавки с такими днищами имеют почти такие же хорошие характеристики при взлете, как и корпуса с V-образным днищем и гладкой обшивкой.



Фиг. 254. Форма днища корпуса лодки или поплавка, уменьшающая напряжение в обшивке.

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ КОРПУСОВ ЛОДОК

Требования прочности, предъявляемые при расчете корпусов гражданских летающих лодок, приведены в приложении (стр. 376), рекомендуемый метод расчета и сводка требований в отношении величины перегрузки приведены в приложении (стр. 378).



Фиг. 255.

Указанные требования значительно проще аналогичных требований, предъявляемых к фюзеляжам. Это объясняется тем, что при посадке нагрузки в корпусах гидросамолетов значительно больше, чем в фюзеляже сухопутных самолетов, и корпус, выдерживающий нагрузки при посадке, почти всегда сможет выдержать нагрузки, возникающие в полете.

Распределение нагрузок по редану, приведенное в приложении (стр. 378), поясняется схемой фиг. 255. Удельную нагрузку на 1 $м^2$ у скулы в передней части (точка A) можно определить геометрически; она равна

$$a = \frac{16}{25}\frac{nG}{bL},$$

где $\frac{nG}{bL}$ — среднее удельное давление. Доказать это положение предлагается самим читателям (задача 2, стр. 224).

Удельные нагрузки для расчета днища лодки принимаются по нормам прочности и имеют следующие величины: от B до A — та же, как в A, от A до S — как указано выше, от S до C — $0{,}75\,\frac{nG}{bL}$.

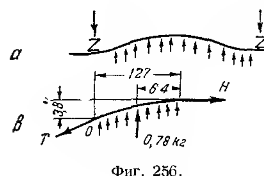
Формулы для расчета обшивки днища лодки в нормах не приводятся.

Тимошенко определяет деформацию (f *мм*) равномерно нагруженной (p *кг/мм*^{2}) круглой пластинки, имеющей радиус r, толщину δ и модуль упругости E, по формуле Хенки (Hencky).

$$f = 0{,}66\, r \sqrt[3]{\frac{pr}{E\delta}} \cdot \qquad (1)$$

Для типичной летающей лодки полетным весом 9000 *кг* с перегрузкой, равной 8, с нагрузкой, распределенной на 10 *м*^{2}

$$p = \frac{9000 \cdot 8}{10^7} = 0{,}0072\ кг/мм^2.$$



Фиг. 256.

При наличии стрингеров и рам, разделяющих обшивку днища на примерно равные квадраты со стороной 25 *см*, величина деформации пластинки должна быть приблизительно такой же, как и в случае круглой пластинки с радиусом 12,5 *см*.

Для дуралюминиевых листов толщиной 1,5 *мм* ($E = 7000$ *кг/мм*^{2})

$$f = 0{,}66 \cdot 125 \sqrt[3]{\frac{0{,}0072 \cdot 12{,}5}{7000 \cdot 1{,}5}} = 3{,}8\ мм.$$

Обшивка днища лодки деформируется, как представлено на фиг. 256, *а*. Пользуясь приведенной схемой действующих сил, можно определить, что напряжение обшивки при $\Sigma M_0 = 0$ равно 10,8 *кг/мм*^{2}.

ЗАДАЧИ

Задача 1. Вычислить (приближенно) момент сопротивления сечения лодки (фиг. 249) и определить максимально допустимый изгибающий момент этого сечения, предположив, что оно есть сечение корпуса лодки (фиг. 253) у редана; найти запас прочности при посадке на редан при расчетной перегрузке, равной 8 (пользуясь изложенным выше приближенным методом).

Задача 2. Геометрическим построением доказать, что формула для определения нагрузки при посадке, приведенная в „Авиационном бюллетене" № 7А, § 47, справедлива.

Задача 3. Пользуясь уравнением (1), определить растягивающие напряжения в обшивке корпуса лодки, испытывающей давление 0,0035 *кг/мм*^{2} и состоящей из дуралюминовых листов толщиной 1,2 *мм*, подкрепленных профилями, расположенными один от другого на расстоянии 30 *см*.

ЛИТЕРАТУРА

1. Wm. Munro, Marine Aircraft Design, Pitman.
2. Wm. Nelson, Seaplane Design, Mc Graw - Hill.
3. S. Timoshenko, Strength of Materials, ч. II, Van Nostrand.
4. Test of Sections of fuselage of Short Crusander, Rep. and Memoranda № 1300, 1936.

ГЛАВА X

ГРАФИЧЕСКОЕ ОФОРМЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

При наличии известного опыта в самолетостроении возможно построить самолет, пользуясь лишь эскизом (фиг. 20), если этот эскиз дополнить спецификацией с указанием материалов и типа конструкции. Детали можно разработать в процессе изготовления. Но очевидно, что в этом случае постройка самолета обойдется дорого, так как конструирование каждой новой детали потребует переделки смежных с ней частей, и по окончании всего самолета, по всей вероятности, потребуется еще несколько переделок его после испытания, для того чтобы обеспечить достаточную жесткость и прочность конструкции.

Самолеты всегда „строят" сначала на бумаге, так как значительно легче и дешевле стирать и вычерчивать линии на чертеже, чем переделывать части самолета.

КОЛИЧЕСТВО ЧЕРТЕЖЕЙ

Самолет состоит из сотен (или тысяч) небольших деталей. Полный комплект рабочих чертежей самолета должен состоять не только из чертежей каждой отдельной детали или агрегата (элерон, крыло, фюзеляж и т. п.), но и из чертежей шаблонов, специальных приспособлений и инструмента. К самолету, который продают с правом на серийную постройку, обычно прилагают полный комплект чертежей. Однако при постройке большинства самолетов стараются обойтись возможно меньшим количеством чертежей.

При наличии подробных детальных чертежей самолета мастеру нет необходимости применять свою инициативу. Чертежи приспособлений и инструмента часто не изготовляют, так как мастер знает иногда лучше конструктора, как их делать.

В настоящее время самолеты обычно изготовляются сериями по 500 шт. и менее (чаще же всего сериями менее чем по 50 шт.), поэтому экономически нецелесообразно изготовлять детальные чертежи всех частей. Стоимость изготовления чертежей одного экспериментального самолета и расчета его на прочность может превысить стоимость рабочей силы и материалов, необходимых для постройки данной конструкции. При заказе на 100 000 самолетов, очевидно, будут изготовлены детальные чертежи всех частей и тщательно изучено время, требуемое для изготовления каждой отдельной части.

. ТЕХНИКА ЧЕРЧЕНИЯ В САМОЛЕТОСТРОЕНИИ

Полные комплекты чертежей тушью на кальке, какие обычно выполняются в других отраслях промышленности, редко изготовляются для самолетов. Чаще чертежи выполняются в карандаше на бумажной или полотняной кальке, причем синьки изготовляются непосредственно с этих чертежей.

При черчении на кальке рекомендуется применять карандаши следующей твердости:

Для осевых и размерных линий . .	2H или 3H
Для контурных линий деталей . . .	H или 2H
Для стрелок и надписей	HB или H

В данное время разработаны и применяются стандарты на размеры листов для чертежей, линий, алфавит для подписей и условные обозначения. Размеры листов выбираются такими, чтобы листы было удобно складывать для хранения в стандартных папках.

На каждый чертеж ставится штамп с указанием названия и номера чертежа, расположенные так, чтобы их можно было прочесть, не развертывая синьки, а также имена ответственных исполнителей и дата подписи чертежа. На штампе обычно указываются также масштаб, основные размеры и номенклатура материала; на нем же делаются ссылки на другие чертежи. Иногда на штампе оставляется свободное место для: 1) веса, 2) записей при хранении в архиве, 3) отметок об изменениях в чертежах.

СИСТЕМА ОБОЗНАЧЕНИЯ ЧЕРТЕЖЕЙ

Чертежи должны быть маркированы так, чтобы чертеж детали или целый комплект чертежей агрегата можно было легко и быстро найти. В небольших предприятиях, выпускающих несколько опытных самолетов, наиболее распространена групповая система обозначений. Типичный номер чертежа по этой системе будет иметь следующий вид: 24W-056; первые две цифры (24) обозначают номер модели (типа самолета), W — группу чертежей крыла, а 056 — номер чертежа. Это обозначение расшифровывается так: самолет типа 24, крыло, чертеж 056. Для обозначения отдельных частей самолета применяются следующие буквы[1]:

Крылья	W	Система управления	C
Электрическая система	E	Корпус лодки	H
Разное (включая эскизный проект)	M	Моторная установка	P
Фюзеляж	F	Поверхности хвостового оперения	T

Иногда перед номером чертежа ставится буква, обозначающая формат чертежа и составляющая часть его номера. Например, чертеж C (24W-056) обозначает, что этот чертеж сделан на бумаге размера C.

[1] Это первые буквы названий указанных агрегатов по-английски. *Прим. ред.*

РАСХОДЫ НА ЧЕРТЕЖНЫЕ РАБОТЫ

В стоимость самолета новой конструкции помимо стоимости материалов и рабочей силы должны быть включены:

1) расходы на изготовление или закупку инструментов и приспособлений;

2) общие накладные расходы предприятия (арендная плата, расходы по отоплению и освещению производственных зданий, по организации и управлению производством);

3) технические расходы (стоимость расчетов, изготовления и проверки чертежей).

Все эти факторы в зависимости от времени и места изменяются в широких пределах, однако возможно сделать предварительную калькуляцию с точностью до ±50%, что все же лучше, чем отсутствие калькуляции. Предварительная калькуляция для определения расходов на расчет конструкции приведена в гл. IV (стр. 143). Расходы на черчение и конструирование приведены ниже. Время, требуемое для изготовления обычного эскиза самолета, указано в табл. 29.

Таблица 29

Время, затрачиваемое одним человеком на изготовление общего вида самолета, разбитое по операциям

Операции	Время мин.
Выбрать масштаб и размер бумаги, отрезать бумагу, прикрепить ее к доске, вычертить рамку	5
Изготовить и надписать штамп[1]	15
Заполнить штамп	5
Разметить и провести осевые и вспомогательные линии	5
Определить размеры крыла и вычертить в масштабе в трех проекциях . .	40
Определить размеры фюзеляжа и вычертить в масштабе в трех проекциях . .	40
Определить размеры хвостового оперения и вычертить в масштабе в трех проекциях	40
Определить размеры шасси и вычертить в масштабе в трех проекциях	30
Итого . .	3 часа
Проверка чертежа, исправление ошибок, перечерчивание	2 часа
Всего . . .	5 часов

[1] Это время можно сократить, применяя готовые напечатанные форматки или резиновые штампы. Последние экономически себя оправдывают при изготовлении более 20 чертежей. Напечатанные в типографии штампы экономичны лишь при изготовлении более 100 чертежей.

Необходимо отметить, что подготовительную работу (п. 1—4 табл. 29) можно выполнить очень быстро — в 15 мин., — если имеется готовый штамп. Вычерчивание линий занимает приблизительно четверть этого времени, большая же часть его тратится на отыскание нужных размеров в чертежах отдельных агрегатов.

Для быстрого выполнения этой работы необходимо, чтобы чертежи были хорошо подобраны и имелись все требуемые технические сведения. В табл. 29 специально предусмотрено время на исправление ошибок. Конструирование и изготовление чертежей требует большого внимания и тщательности. Только работая с большой напряженностью, возможной лишь для коротких промежутков времени, чертежник может выполнить часовую работу в 60 мин. (т. е. уложиться в минимум). Чертежи небольших простых деталей могут быть выполнены менее чем в час. Изготовление детального чертежа крыла или силовой установки может потребовать нескольких дней, даже когда основные пункты по данной установке выяснены заранее, до начала чертежных работ. Одной из основных причин задержки часто является нерешительность конструктора при окончательном выборе конструкции. Часто он стирает чертеж после того, как половина его уже сделана, если в процессе работы выясняет, что данная конструкция является нежелательной, и весь процесс конструирования проверяет снова несколько раз подряд, прежде чем разрабатывает удовлетворительную конструкцию. При небольших заказах обычно неэкономично тратить много времени на пересмотр конструкции с целью достичь наибольшей экономичности производства и эксплоатации самолета.

Полный комплект производственных чертежей самолета, немногим отличающегося от строившегося ранее, можно изготовить в 500 чел.-час., причем заработная плата опытного чертежника обычно равна оплате труда квалифицированного рабочего, однако обыкновенно на эту работу расходуется 1000 чел.-час.[1].

В случае постройки нового самолета затрата времени на конструирование и изготовление чертежей легко может дойти до 10 000 чел.-час. для небольшого коммерческого самолета и до 100 000 чел.-час. для большого военного самолета. Известны случаи, когда фирмы терпели убытки при выполнении этой работы в 200 000 чел.-час., включая накладные расходы.

Для самолета, представленного на фиг. 20, в табл. 30, указано количество времени, необходимое для разработки чертежей отдельных элементов.

ЗАДАЧА

Определить время, требуемое для изготовления полного комплекта производственных чертежей для постройки летающей лодки, представленной на фиг. 44.

---

[1] Здесь идет речь о простом просмотре и небольших изменениях готового комплекта чертежей самолета средних размеров. *Прим. ред.*

Таблица 30

Время, потребное на изготовление чертежей для самолета, представленного на фиг. 20

Номер	Название элемента самолета	Время чел.-час.
1W-01	Центроплан	25
1W-02	Отъемные части крыльев	20
1W-03	Нервюра центроплана	3
1W-04	Горизонтальная ферма центроплана	10
1W-05	Носовые части нервюр	2
1W-06	Хвостовые части нервюр	3
1W-07	Щиток центроплана	10
1W-08	Щиток консолей	5
1W-09	Система управления щитками	5
1W-10	Элерон	4
1W-11	Кронштейн элерона	3
1W-12	Узлы крепления крыла	12
1W-13	Усиленные нервюры центроплана	2
1W-14	Узлы крепления центроплана	5
1W-15	Горизонтальные расчалки отъемной части крыла	1
1W-16—25	Мелкие детали	40
	Всего чертежей по группе крыла	150
	Комплект чертежей крыла	150
	То же фюзеляжа	100
	» силовой установки	200
	» системы управления	50
	» хвостового оперения	100
	Разные	300
	Всего . . .	900

ГЛАВА XI

КОНСТРУИРОВАНИЕ ДЕТАЛЕЙ

ВВЕДЕНИЕ

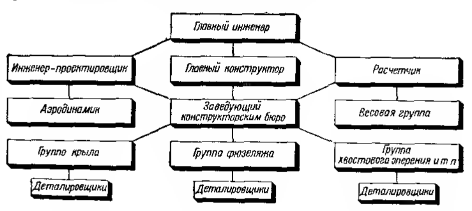
Герман (Hermann) указывает, что технологические процессы серийного производства лишь весьма отдаленно напоминают процессы изготовления опытного самолета.

Подробное исследование вопроса конструирования деталей выходит за пределы настоящей работы. Наиболее полным трудом, составленным по этому вопросу в настоящее время, является книга Ланглея „Металлические конструкции самолетов".

Ланглей в введении к своей книге указывает, что при конструировании деталей самолета можно решать одну и ту же задачу разными способами. Исследование проблемы конструирования с точки зрения экономики значительно сужает эти возможности. Неудивительно, что в Англии, где дерево и дуралюмин стоят одинаково дорого, для наиболее экономичных конструкций, как правило, применяют термически обработанную листовую сталь.

ПРОЦЕСС КОНСТРУИРОВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ

При предварительном проектировании и расчете самолета обычно требуется разработать большое количество деталей. В про-



Фиг. 257. Типичная схема организации конструкторского отдела самолетостроительного завода.

цессе конструирования часто вносятся изменения в расчет и конструкцию.

Для конструирования самолета в короткое время необходимо занять расчетами и изготовлением чертежей большую группу

работников. Организация работ при этом схематично представлена на фиг. 257.

В небольших организациях один человек выполняет различные функции. В более крупных организациях часто работает несколько инженеров-групповодов, из которых один разрабатывает бензиновые системы, другой — подмоторные рамы, третий — электрооборудование и т. д. Деталировщики получают от конструкторов размеры и указания о внесении тех или иных изменений. Конструктор делает сборочный чертеж в соответствии с деталями в процессе их конструирования. Одновременно с деталировкой производят расчет прочности, расчет весов и расчет центровки самолета.

ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА НА КОНСТРУИРОВАНИЕ ДЕТАЛЕЙ

Технологический процесс влияет на конструкцию деталей. Даже для самолетов с деревянными лонжеронами большинство небольших деталей изготовляют из металла. Соединительные узлы, несущие наиболее высокие нагрузки, почти всегда изготовляют из стали. Часто наиболее экономичным материалом для крупных частей, например нервюр и обтекателей, является дуралюмин.

Основные операции при производстве соединительных стальных деталей и узлов следующие:

1) холодная обработка листового материала;
2) ковка и механическая обработка;
3) сварка листов и труб и их механическая обработка;
4) литье и механическая обработка отливок.

Дуралюминовые части изготовляют теми же способами, за исключением сварки, которую в настоящее время применяют, главным образом, при изготовлении дуралюминовых бензиновых и масляных баков.

Для выполнения перечисленных операций нужен специальный инструмент и приспособления. При выборе способа изготовления необходимы сведения, подобные приведенным в табл. 31. Эти сведения недостаточно полные и точные, потому что на них влияет изменение стоимости производственного оборудования.

Единственный правильный способ учета — включать стоимость оборудования в стоимость всей конструкции самолета, а не какой-либо его детали. В этом случае расходы по эксплоатации авиационного завода можно представить в виде следующей формулы:

$$\textit{стоимость производства} = C_1X + C_2,$$

где X — число построенных самолетов;
C_1 — затраты на один самолет;
C_2 — годовые затраты.

Стоимость производства одного самолета равна

$$C_1 + \frac{C_2}{\textit{число самолетов, построенных в год}}.$$

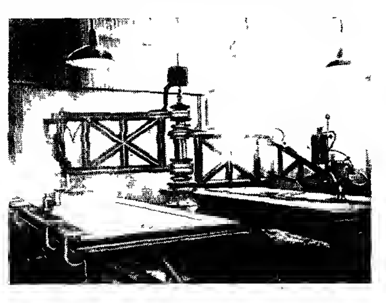
Таблица 31

Приближенная стоимость инструмента и шаблонов, необходимых для изготовления металлических частей самолета

(в долл.)

Операция	Наименояание оборудования	Цена оборудования	Стоимость обработки одной детали
Резка материала по прямой линии	Ножовка	2	0,10
	Механическая пила	20	0 05
	Ручные ножницы	50	0.02
	Механические иожницы	200	0 01
Криволинейиая резка	Вибрациоииые ножницы	1000	0 10
	Леиточная пила	300	0,03
	Дыропробивной станок	800	0,01
Холодная обработка:			
Постояниое сечение	Волочильный станок	500	—
	Загибочная машина	50	—
Круглое сечение	Давильный (обкаточный) станок	1500	0 50
	Пресс	800	0 05
Сечение произвольиой формы	Молот и наковальня	20	1 00
	Вибрационная машина	800	0.50
	Пресс для посадки втулок	150	0,05
	Мехаиический пресс (мощностью 5 *л. с.*)	800	0 01
	Падающий молот	500	0,02
Горячая обработка:			
Постояииые сечеиия	Прокатиый стан	1000	—
	Пресс для выдавливания профилей	1000	—
Непостояниые сечеиия	Сварочиая устаиовка	100	2,00
	Ковка	500	0.10
	Отливка в песок	—	1.00
	Отливка в металлические формы	100	0 50
Механическая обработка:			
Круглые сечения	Сверлильный стаиок	500	—
	Токарный "	1500	—
	Шлифовальный "	500	—
Плоские поверхности	Фрезериый стаиок	3000	—
	Строгальный "	1500	—
	Шлифовальный "	3000	—
Соедииения:			
труб	Сверлеиие и клепка	100	2,00
	Газовая сварка	100	1.00
листов	Сверление и ручная клепка	100	0.05
	Пробивание дыр и машинная клепка	800	0.002
	Точечиая сварка	200	0,003

Стоимость C_1 зависит от общего количества построенных самолетов, а не от времени, требуемого для их изготовления. Для предприятия, способного выпустить 100 небольших самолетов в год, стоимость производства одного самолета может быть равна, например, 1000 долл. + 20 000 затрат в год, всего на самолет 1200 долл. Расширяя предприятие и увеличивая количество оборудования для выпуска 1000 самолетов в год, возможно снизить стоимость самолета, которая в этом случае будет равна 800 долл. на самолет + 100 000 долл. затрат в год или всего 900 долл.



Фиг. 258. Радиально-фрезерный станок Онсруд, приспособленный для вырезки по шаблону на столе.

Можно собрать весьма полезные сведения, подобные приведенным в табл. 31, но для получения этих сведений и пополнения их новейшими данными требуется большой коллектив сотрудников, содержание которого не всегда оправдывается. В этом отношении справедливо определение, что инженер — это „человек, который может правильно угадать 7 раз из 10 при недостаточности данных".

Стоимость производства отдельных деталей приведена в табл. 31 лишь для тех случаев, когда одни и те же результаты могут быть получены при применении различных машин.

Небольшим авиационным заводам часто выгоднее покупать готовые изделия у других заводов, имеющих оборудование для экономичного производства небольших металлических деталей. Инженер-производственник, так же как и конструктор, обязательно должен уметь предварительно определять стоимость отдельных деталей (составлять калькуляцию) для выявления того, что более экономично: заказывать части другой фирме или устанавливать соответствующее оборудование для их изготовления. Даже на заводе Форда изготовляются не все части автомобиля.

Перейдем к разбору вопроса о технических пределах в холодной штамповке. Конструктор должен иметь данные по этому вопросу, но в настоящее время все эти сведения не могут быть представлены в удобном для пользования виде.

Минимальные радиусы загиба при изготовлении деталей из листового алюминия приведены в табл. 32 (химический состав и прочность указаны на стр. 298—299).

Для листов промежуточной толщины можно интерполировать данные табл. 32.

Пилы и ножницы, указанные, например, в табл. 32, также употребляются на заводах и других отраслей промышленности. Радиально-фрезерный и фрезерный станки, показанные на фиг. 258, редко используются где-либо еще. На радиально-фрезерном станке можно вырезать несколько больших листов по деревянной или металлической модели без повреждения последней. Его применяют, главным образом, в мелкосерийном производстве, где стоимость вырубных штампов для пресса не может окупиться.

Обсечной станок (бородок) также широко используется на самолетостроительных заводах для вырезания листового металла; его инструмент похож на резец обычного в механических цехах продольно-строгального станка, но действие инструмента больше похоже на работу машинной ножовки. Машины для штамповки листового металла, применяемые в самолетостроительных заводах, показаны на стр. 236—238.

Станок для холодной прокатки стандартных профилей является вариантом волочильного станка.

Гибочный и обжимной станки применяют для изгиба дуралюминовых штамповок.

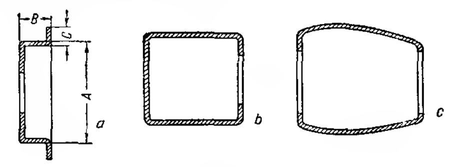
Обкаточная (Wheeling) машина Эрко и шаровой обкатной станок (crown rolling) заменяют механический молот или выколоточную „фальцовочную машину", применяемую при выколотке больших листов металла с двойной кривизной (капоты, зализы и некоторые листы обшивки фюзеляжа). Кольца капотов для звездообразных двигателей обычно делают на токарно-давильном станке (фирма Локхид изготовляет капоты из четырех частей, отштампованных на гидравлическом прессе, склепывая их между собой). На типовом токарно-давильном обкатанном станке (например Локхид) можно выдавливать изделия диаметром 1830 *мм* и длиной до 1830 *мм*.

Деревянную оправку (иногда металлическую) вначале обтачивают по наружным размерам, равным внутренним размерам окончательно обработанной детали из листового металла. Затем лист металла так закрепляют на станке, чтобы он вращался вместе с оправкой и медленно выдавливался по оправке посредством давления тяжелого с закругленным концом стержня, прикрепленного к поворотной части суппорта. Когда выдавленный металл плотно облегает деревянную оправку, деталь выравнивают, приглаживают, полируют и снимают.

Почти все поверхности неправильной формы, которые могут быть образованы вращением линии вокруг оси, можно делать на токарно-давильном станке.

Сечения типовых выдавливаемых деталей показаны на фиг. 259. Сечения типов *b* и *c* для удобства снятия детали обрабатывают на оправках, состоящих из нескольких частей. Заготовку для выдавливания берут или в виде цилиндра или диска. Деталь *a*

может быть сделана из диска диаметром, равным $A+2B+2C$. Чтобы избежать трещин на внешием крае C, фирма Локхид рекомендует для B в 100 *мм* выдерживать C меньше, чем 25 *мм*. В процессе выдавливания толщина листа в некоторых местах уменьшается, а в некоторых увеличивается. Обычно на толщиину листа дается допуск 0,25—0,37 *мм*.



Фиг. 259. Поперечные сечения деталей, обработанных на давильном станке.

Для деталей, имеющих форму, подобную *a*, минимальные толщины листов, обеспечивающие удовлетворительное качество, зависят от длины B (табл. 32).

Таблица 32

Минимальные толщины материала для изготовления детали *a*

(фиг. 259)

Материал	Размер B по фиг. 259, *a*			
	0—64 *мм*	64—100 *мм*	100—203 *мм*	203—305 *мм*
Алюминий 2S $\frac{1}{2}$ H	0.5	0,65	0,8	1,0
Альклед 24-SO	0,8	1,00	1,3	Нет
Медь	0,4	0.55	0,55	0,9
Сталь	0,45	0,65	0,8	Нет
Нержавеющая сталь	0,45 0,95	Нет	Нет	•

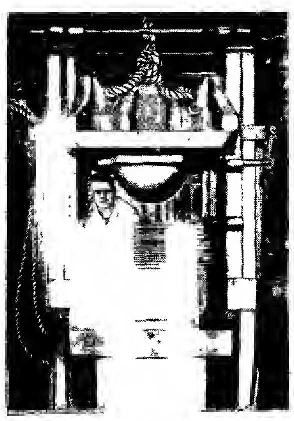
Если требуется изготовлять от десяти до нескольких сот одинаковых деталей из листового металла, то часто применяют падающий молот или гидравлический пресс. Типовые детали, изготовленные на падающем молоте, показаны на фиг. 260. Для изготовления гофра для крыла фирма Локхид применяет падающий молот. Фирма же Мартин штампует его на прессе Цинциннати, применяя штампы с резиновыми подкладками. Типовой

падающий молот показан на фиг 261. Подобный ему небольшой падающий молот (плита основания 710 × 965 *мм*) может быть изготовлен с небольшими затратами; гидравлический пресс стоит значительно дороже. На падающих молотах обычно применяют свинцово-цинковые штампы. Цинковую матрицу обычно делают по гипсовой модели, как показано на фиг. 262. Свинцовый пуансон затем прямо отливают в цинковую матрицу.



Фиг 260. Детали, отштампованные на падающем молоте на заводе Вулти.

На гидравлическом прессе обычно изготовляют детали более плавной формы (фиг. 264). Один из штампов может состоять из толстой подушки губчатой резины (чего нельзя сделать на падающем молоте). Другой штамп может быть сделан из дерева или металла. Оба штампа могут быть также сделаны из дерева, пластмассы или металла. Образцы штампов для гидравлического пресса показаны на фиг. 265, 267—271.



Фиг. 261. Применение промежуточных прокладок на падающем молоте на заводе Локхид.

Штамповку все более углубляют, удаляя по одной прокладке.

На падающем молоте и гидравлическом прессе обычно обрабатывают детали из алюминия $2S\frac{1}{2}$·H, 3S, алькледа 24SO, нержавеющей стали или легированной стали. Контуры детали должны изменяться насколько возможно плавнее, а радиусы должны быть наибольшие (допускаемые конструкцией). В направлении движения штампа должен быть предусмотрен уклон по меньшей мере 3°. Необходимо тщательно следить за тем, чтобы дуралюминовые листы при обработке не сгибались слишком резко (табл. 33).

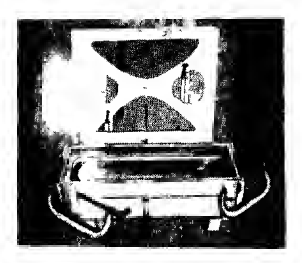
Таблица 33

Желательные минимальные радиусы изгиба r для деталей из листов алюминиевых сплавов, *мм*

Сплав \ Толщина листа *мм*	0,25	0,8	0,6	2,4	3,2	6,35
17-SO	0,4	0 8	1,6	2.38	3,2	6,35
17-ST	0,8	1.6	3.2	4,76	6,35	12,7
24-ST	1,6	3,2	6 35	9 52	12,7	25,4
24-SRT	1,6	3,2	6,35	9,52	12,7	25,5

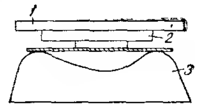


Фиг 262. Гипсовая модель, по которой отливается цинковая матрица для падающего молота.



Фиг. 263. Цинковая матрица, подготовленная для отливки свинцового пуансона.

Если требуется загнуть лист на гибочном прессе у самого края, как показано на фиг. 272, то сначала загибают лист на расстоянии d от края и затем излишний материал отрезают. Типовые величины d для гибочного оборудования фирмы Локхид даны в табл. 34.



Фиг. 264. Типовые резино-цинковые штампы для гидравлического пресса.

1—металл; *2*—резина; *3*—цинковая матрица.

Для листов с большими радиусами загиба или в случае нескольких загибов при вырезывании заготовки дают припуск на загиб, который принято определять по следующей формуле:

$$BA = (0{,}0078\delta + 0{,}01743r)\,\alpha,$$

где BA — припуск на загиб;

δ — толщина листа;

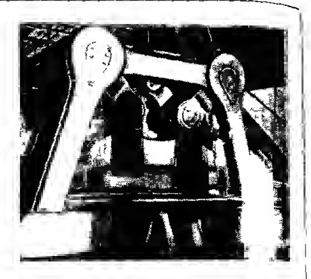
r — внутренний радиус загиба;

α — число градусов загиба.

Таблицы, соответствующие уравнению, обычно приводятся в авиационных справочниках.

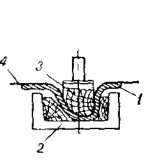


Фиг. 265. Образцы штампов из пластмассы (Масокайт) и изготовленных из них деталей. Показаны заготовки и отштампованные детали



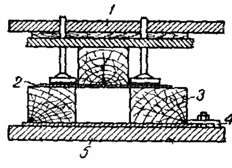
Фиг. 266. Специальный большой гидравлический пресс на заводе Норт-Америкен.

Коленчато-рычажный механизм дает большое механическое преимущество



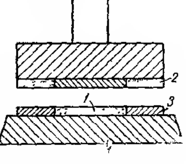
Фиг. 267. Деревянный штамп

1—резина, *2*—стальной швеллер, *3*—деревянный штамп; *4*—изготовленная деталь



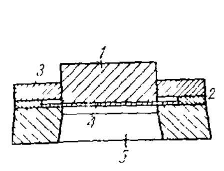
Фиг. 268. Деревянные штампы для глубокой вытяжки на гидравлическом прессе двойного действия

1—пресс, *2*—металл, *3*—матрица, *4*—зажим, *5*—гидравлический пресс



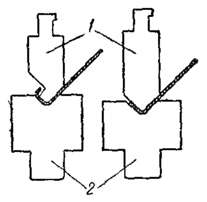
Фиг. 269. Вырубной штамп для применения на прессе

1—резина *2*—резиновый съемник, *3*—матрица, *4*—опора матрицы



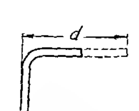
Фиг. 270. Штамп для вырубки нескольких сот деталей.

1—пуансон, *2*—направляющие для заготовки, *3*—съемник, *4*—заготовка, *5*—матрица



Фиг. 271. Штампы гибочного пресса для гнутья больших деталей.

1—штамп, *2*—матрица



Фиг. 272. Загиб листа у края.

Повсюду, где возможно, ручные клепальные пневмомолотки заменяют клепальными машинами с загрузочной воронкой. Машина Эрко пробивает и кернует отверстия, а пробитые отверстия

Таблица 34

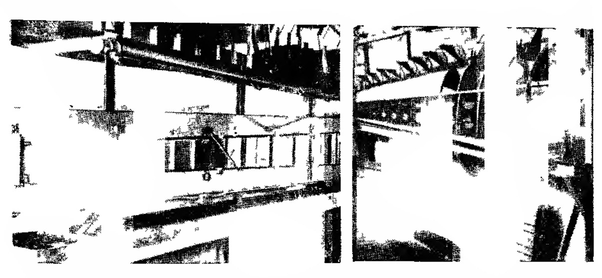
Минимальная ширина фланца, который можно загнуть на гибочном прессе фирмы Локхид

Радиус *мм* \ Толщина листа *мм*	0,50—0,70	0,80—0,90	1 0	1,27—1,30	1,57—1 65	2 31—2,36	3 17—3,25
1 6	4,8	6,35	6 35	—	—	—	—
2 4	6 35	6 35	6,35	—	—	—	—
3 2	6,35	6,35	9 5	9 5	11 1	—	—
4 0	9 5	9 5	9,5	9 5	11 1	—	—
4 8	11,1	11 1	11 1	11 1	11 1	12,7	20,6
5 6	12 7	12 7	12,7	12 7	12,7	20,6	20,6
6 35	12 7	12 7	12 7	12 7	12 7	20 6	20 6
7 1	14 3	14 3	14 3	14 3	14 3	20 6	20 6
7,9	14,3	14,3	14 3	14 3	14,3	20 6	20 6

в последнее время по качеству приравнены к сверленым. Клепка на этой машине производится в пять — десять раз быстрее, чем каким-либо другим методом.

ПРИСПОСОБЛЕНИЯ И ОБОРУДОВАНИЕ

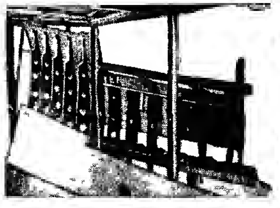
Большая часть площади самолетостроительного завода занята приспособлениями для сборки и оборудованием для нанесения защитных покрытий.



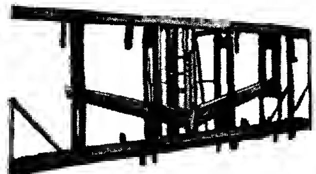
Фиг 273 Приспособление для сборки лонжерона крыла учебного самолета.

Фиг 274 Сборка носка крыла и лонжерона учебного самолета

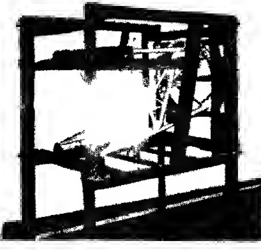
Самолеты строят из гибкого материала, что связано с необходимостью применять жесткие приспособления. Приспособления



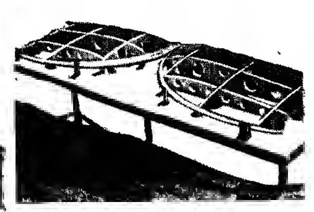
Фиг 275. Часть крыла самолета Норт-Америкен Трейнер в стаппеле.



Фиг 276. Стаппель для сборки стабилизатора самолета Кертисс Хоук-75 с установленной центральной нервюрой и передней кромкой.



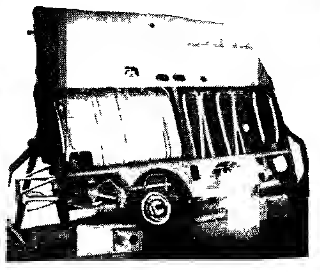
Фиг. 277. Сварочное приспособление ля моторной рамы самолета Кертисс 41А-18.



Фиг. 278. Стаппель для отъемной части крыла самолета Норт-Америкен Трейнер.



Фиг. 279. Стабилизатор самолета Кертисс Хоук-75 в стаппеле



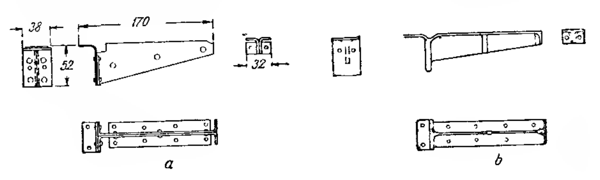
Фиг. 280. Сборочное приспособление для центроплана учебного самолета Норт-Америкен.

часто собирают на болтах или сваривают из конструкционных стальных уголков, а также швеллеров, как показано на фиг. 273—280. Для шпангоутов фюзеляжа и лодки достаточны массивные столы с деревянными бобышками или металлическими зажимами.

Должны быть предусмотрены защитные покрытия листов во все время обработки их в цехах. Материал для военных самолетов вместо грунтования часто пульверизируют хроматом. Большинство деталей, а иногда и весь агрегат после изготовления анодируют. Все детали до сборки самолета покрывают несколькими слоями лака или другого покрытия.

ВЫБОР ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ МИНИМАЛЬНОЙ СЕБЕСТОИМОСТИ

Данные, подобные приведенным в табл. 36, могут быть использованы на каждом заводе для определения лучшего способа производства какой-либо детали. Метод представления результатов подобных исследований описан Германом, который в виде примера взял две типичные детали. Ниже приведены выдержки из труда Германа.



Фиг 281. Кронштейны капота

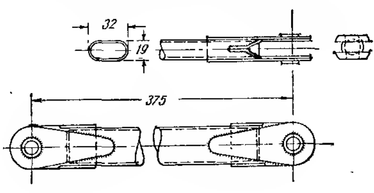
a—гнутый, *b*—литой

Пример 1. Кронштейн (фиг. 281, *a* и *b*) воспринимает растягивающую нагрузку, передаваемую на него от капота NACA мотора Райт „Циклон", установленного на транспортном самолете Дуглас DC-2. Результаты исследования сравнительной стоимости этой детали приведены в табл. 36.

Здесь рассматриваются клепаные кронштейны из листового материала и отливки в металлические формы. Для первого экспериментального самолета литье в песочные формы было бы дешевле, однако такие детали получаются тяжелее, чем клепаные; при больших партиях литье в металлические формы имеет значительное преимущество.

Пример 2. Тяга (фиг. 282 и 283) может быть изготовлена из сварных листов и трубы, а также выточена из поковки или из прутка. Относительная стоимость этих трех методов производства приведена в табл. 37. Необходимо отметить, что сварная конструк-

ция оказалась неэкономичной в случае любого числа самолетов, однако это наблюдается не всегда и справедливо лишь для данной детали, изготовляемой на заводе Дуглас.



Фиг. 282. Сварная соединительная тяга.

Таблица 35

Желательный минимальный радиус загиба для деталей, изготовленных из листов алюминиевых сплавов

(по работе Германа, см. литературу, источник 2)

Сплавы \ Толщина листа, *мм*	0,25	0,8	1,6	2,5	3,2	6,4
17-SO	0,4	0,8	1,6	2,5	3,2	6,4
17-ST	0,8	1,6	3,2	4,8	6,4	12,7
24-ST	1,6	3,2	6,4	9,6	12,8	25,4
24-SRT	1,6	3,2	6,4	9,6	12,8	25,4

Таблица 36

Сравнение стоимости кронштейнов, изготовленных различными способами

(в долларах)

Тип детали	Стоимость инструмента	Стоимость работы и материала на одну деталь	Общая стоимость детали: 1 самолет (18 частей)	Общая стоимость детали: 10 самолетов (180 частей)	Общая стоимость детали: 75 самолетов (1350 частей)	Вес на 1 самолет (18 частей) *кг*
Листовой материал	36	0,95	2,95	1,15	0,98	1,36
Отливки в песочную форму	8,45	0,71	1,17	0,75	0,71	3,65
Отливки в металлическую форму	386	0,18	21,58	2,32	0,47	1,5

Таблица 37

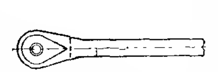
Сравнение стоимости тяг, изготовленных различными методами

(в долларах)

Тип детали	Стоимость инструмента	Стоимость работы и материала на одну деталь	Общая стоимость детали			Вес на 1 самолет (4 части) *кг*
			1 самолет (4 части)	10 самолетов (40 частей)	75 самолетов (300 частей)	
Сварная конструкция	7,2	3,86	5,66	4,04	3,81	3,29
Пруток	4	3,05	4,05	3,45	3,06	1,14
Поковка	152	1,82	39,82	5,62	2,33	1,14

ЗАДАЧИ

Задача 1. Задача из гл. I требует, чтобы учащийся выполнил частичную деталировку чертежа крыла, поверхностей хвостового оперения, шасси или фюзеляжа проектируемого им самолета, придерживаясь спецификации. В случае металлических самолетов отсылаем читателя к книге Ланглея „Конструкции металлических самолетов". По крайней мере для одной из раздеталированных частей *должна быть подготовлена таблица* производственных операций в виде наряда в мастерскую, в котором должно быть указано время для выполнения различных операций. Точные сведения об этом наряде могут быть получены лишь от производственного отдела завода, но весьма важно, чтобы конструктор ясно предавлял необходимость в таких сведениях.



Фиг. 283. Механически обработанная соединительная тяга.

Задача 2. Выполнить эскизы и определить стоимость конструкции, приспособления и инструмента для изготовления пояса лонжерона крыла: а) для 10 лонжеронов, б) для 100 лонжеронов, в) для 10000 лонжеронов.

ЛИТЕРАТУРА

1. M. Langley, Metal Aircraft Construction, Pitman, 1934.
2. F. W. Herman, The Detail Design of Aircraft Parts and Accessories ASME Trans., 1934.
3. DC Bulletins № 7A and 26.
4. O. Pomilio, Airplane Design and Construction, McGraw-Hill, 1919.
5. G. F. Charnock, Mechanical Technology, Van Nostrand, 1921.
6. J. K. Olsen, Production Design McGraw-Hill, 1928.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТНЫХ КАЧЕСТВ И ГРАФИКИ

Данные для таблиц летных характеристик в этом приложении взяты из NACA Rep. № 408.

G — полетный вес самолета в *кг*,

$N_{e\,max}$ — эффективиая мощиость в *л. с.*,

c_{sm} — коэфициент быстроходиости винта $\frac{0,397V}{N^{\frac{2}{5}}n^{\frac{1}{5}}}$ (см. табл. 43 характеристик авиамоторов для $\frac{100c_{sm}}{V\,км/час}$),

V_{max} — максимальная скорость самолета в *км/час*,

n — число оборотов винта в минуту,

η_{max} — максимальный к. п. д. винта,

N_p — располагаемая мощность в *л. с.*,

σ — площадь эквивалентиой пластинки при $c_x = 1,00$,

σ' — площадь эквивалеитиой пластиики при $c_x = 1,28$,

$\frac{\sigma}{1,28}$ — обычное в США определенне эквивалеитной плоской пластннки.

Чтобы подсчитать σ', нужио сложить лобовое сопротивлеине крыла с сопротивленнем других частей самолета и сумму умножить на коэфнциенты, учитывающие интерференцию, равиые:

Для летающего крыла	1,00 — 1,10
Для свободнонесущего моноплана	1 00 — 1.15
Для моноплана с раскосамн	1,05 — 1,20
Для однопролетного биплана	1,05 — 1,25
Для многопролетного биплана	1,10 — 1,30

$\frac{\sigma}{S}$ — эффективиый коэфициеит вредного сопротивлеиия, средиие величииы которого равны:

Для летающего крыла	0,010 — 0,020
Для моноплана с гладкой поверхностью и с убраиными шасси	0,020 — 0,035
Для биплана с гладкой поверхностью и с хорошо закапотированным мотором	0,035 — 0,050
Для воеииого биплана и коммерческого раскосного моноплана	0,045 — 0,060
Для самолета с незакапотированным мотором и плоской обтекаемости	0,050 — 0,070

l — размах в *м*,
k_1 — коэфициент размаха (для бипланов),
e — коэфициент аэродинамического совершенства, зависящий от гладкости конструкции и отношения $\frac{dN}{dn}$ мотора. Для $\frac{dN}{dn} = 1{,}00$ значения e находятся обычно в следующих пределах:

Для летающего крыла	0,95 — 1,00
Для моноплана с гладкой поверхностью и эллиптическим фюзеляжем	0,85 — 1,00
Для биплана или моноплана с подкосами и прямоугольным фюзеляжем	0,65 — 0,95
Для летающей лодки	0,85 — 0,90

$L_t = \frac{G}{N_{p\,m}}$ — нагрузка на располагаемую мощность в *кг/л. с.*,
$L_p = \frac{G}{\sigma}$ — нагрузка на эквивалентную пластинку в *кг/м²*,
$L_s = \frac{G}{e(k_1 l)^2}$ — нагрузка на квадрат размаха,

Λ — параметр потолка $\frac{L_s L_t^{4/3}}{L_p^{1/3}} = \frac{L_s L_t}{\sqrt[3]{\frac{L_p}{L_t}}}$. Типичные значения Λ для современных военных самолетов следующие:

Для истребителя	4 — 11
Для разведчика	7 — 14
Для учебного бомбардировщика	10 — 20
Для патрульных или тяжелых лодок	15 — 30

$V_{кр}$ — крейсерская скорость в *км/час*,
V_y — вертикальная скорость в *м/сек* на уровне моря,
H — абсолютный теоретический потолок в *м*,
$H_{пр}$ — практический потолок в *м*,
t — время набора высоты в минутах.

Иллюстративный пример для мотора с нагнетателем[1]

Дано: $G = 3860$ *кг*, $l = 14{,}65$ *м*, $N_0 = 600$ *л. с.* при 2000 об/мин. на высоте 3050 *м*, $S = 36{,}25$ *м²*, $\sigma = 0{,}837$ *м²*, $e = 0{,}82$.

Индекс ф обозначает фиктивные условия на уровне моря, индекс h — данные на высоте, индекс 0 — данные на уровне моря.

---

[1] Из NACA TN № 579.

Принимаем: $V_{max} = 352$ *км/час*, $F = \frac{N_h e}{N_0 e} = 0,705$ на высоте 3050 *м* (фиг. 284), $N_{0\,ф} = \frac{600}{0,705} = 852$ *л. с.*, $c_{S0\,ф} = 1,74$ для 352 *км/час*, 852 *л. с.* при 2000 об/мин., $\eta_{0\,ф} = 0,853$ для винта „наилучших летных качеств" (скоростного) (фиг. 42), $\eta = 0,737$ при $R_V = 0,6$ дли $c_{S0\,ф} = 1,74$ (фиг. 42).

Определием:

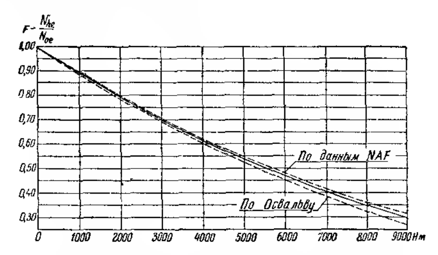
$$T_{Vc} = \frac{0,737}{0,853} = 0,865.$$

Вычислием:

$$L_p = 4610, \quad L_s = 21,85, \quad L_{t\,ф} = \frac{3860}{0,853 \cdot 852} = 5,30,$$

$$L_s L_{t\,ф} = 115, \quad \frac{L_p}{L_{t\,ф}} = 865.$$

Находим $V_{max\,ф} = 355$ *км/час* и проверяем иаши предположеиии (фиг. 41—43, 284—286).

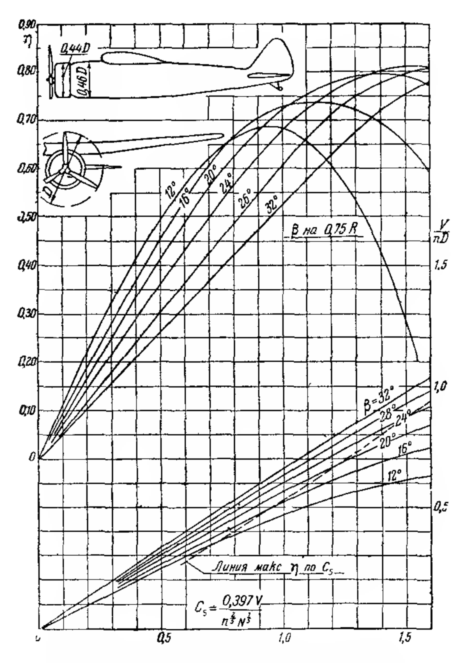


Фиг. 284 Изменение с высотой мощности мотора при полностью открытом дросселе и постоянных оборотах (NACA TN № 579)

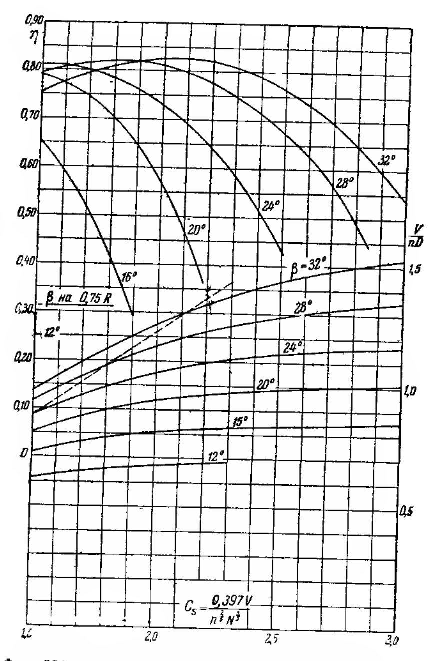
Определием $\Lambda = 12,2$. Знаи $\Lambda = 12,2$ и $T_{Vc} = 0,865$, пользуемся графиками (фиг. 41 и 43).

Результаты:

По стандартной атмосфере	V_{max} *км/час*	$V_{крейс}$ *км/час*	V_y *м/сек*	V_y *м/мин*
0	(355)	—	—	—
3050	338	215	243	4,05
6100	293	230	53	0,87
Практический потолок 6460	—	—	30	0,500
Абсолютный потолок . 6980	236	236	0	0



Фиг. 285. Характеристики трехлопастного винта по испытаниям модели в $^1/_6$ натуральной величины.



Фиг. 286. Характеристики трехлопастного винта по испытаниям модели в 1/6 натуральной величины.

Таблица 38

Международная стандартная атмосфера

Условия для уровня моря

$t = 15°$, $\gamma = 1{,}225$ *кг/м³*, $\rho_0 = 0{,}125$ *кг · сек²/м⁴*, $P = 760$ *мм* рт. ст.

(данные заимствованы из NACA Rep. № 218)

Высота *м*	Абсолютное давление *мм* рт. ст.	Абсолютное давление *кг/м²*	Температура $t°$	Относительная плотность $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	$\frac{\rho_0}{\rho} = \frac{1}{\Delta}$	$\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$
— 300	787,44	10709,1	16,950	1,0291	0,9717	0,9857
— 200	778,20	10583 5	16,300	1,0193	0 9811	0,9904
— 100	769,06	10459,2	15.650	1.0096	0,9884	0,9952
0	760,00	10333,0	15,000	1,0000	1.0000	1,0000
100	751,03	10214.0	14,350	0,9904	1,0097	1,0048
200	742,12	10092,8	13,700	0,9809	1,0194	1,0027
300	733,35	9973,6	13,050	0,9715	1,0293	1,0145
400	724,62	9854.8	12,400	0,9621	1,0394	1,0195
500	715,99	9737,4	11,750	0,9528	1,0495	1,0244
600	707,45	9621.3	11,100	0,9436	1,0597	1,0294
700	698,98	9506.1	10,450	0,9345	1,0701	1.0350
800	690,60	9392,1	9,800	0,9254	1,0806	1,0395
900	682,30	9279,3	9,150	0,9163	1,0913	1,0446
1 000	674,09	9167.6	8,500	0,9074	1,1020	1,0497
1 100	665,95	9056,9	7,850	0 8985	1,1129	1,0550
1 200	657.89	8947.3	7,200	0,8897	1,1239	1,0601
1 300	649.90	8838,6	6,550	0,8810	1,1351	1,0653
1 400	642,00	8731.2	5,900	0.8723	1,1463	1,0713
1 500	634,18	8624,8	5,250	0,8637	1,1578	1,0760
1 600	626,44	8519.6	4,600	0,8551	1,1694	1,0814
1 700	618.77	8415,3	3,950	0,8467	1,1810	1,0867
1 800	611,19	8312,2	3,300	0,8382	1,1930	1,0922
1 900	603,67	8209,9	2,650	0,8299	1,2049	1,0977
2 000	596.23	8108,7	2,000	0,8216	1,2171	1,1032
2 100	588.86	8008,5	1,350	0,8133	1,2296	1,1088
2 200	581.56	7909,2	0,700	0,8052	1,2419	1,1144
2 300	574,34	7811,0	0,050	0,7971	1,2545	1,1200
2 400	567,19	7713,8	— 0,600	0,7891	1,2672	1,1257
2 500	560,11	7617,5	— 1,250	0,7811	1,2802	1,1314
2 600	553,10	7522,2	— 1,900	0,7732	1,2933	1,1372
2 700	546,17	7427,9	— 2,550	0,7652	1,3068	1,1431
2 800	539,32	7334,7	— 3,200	0,7575	1,3201	1,1489
2 900	532,53	7242,4	— 3,850	0,7497	1,3338	1,1549
3 000	525,79	7150,7	— 4,500	0,7420	1,3477	1,1609
3 100	519,14	7060.3	— 5,150	0.7344	1,3616	1,1669
3 200	512,56	6970,8	— 5,800	0,7269	1,3757	1,1729
3 300	506,04	6882,1	— 6,450	0,7194	1,3900	1,1801
3 400	499.58	6794,3	— 7.100	0,7120	1,4044	1,1852
3 500	493,19	6707,4	— 7,750	0,7046	1,4192	1,1913
3 600	486,88	6621,6	— 8,400	0,6972	1,4343	1,1976
3 700	480,62	6536,4	— 9,050	0,6900	1,4492	1,2038
3 800	474,44	6452,4	— 9,700	0,6828	1,4645	1,2101
3 900	468,32	6369,1	—10,350	0,6757	1,4799	1,2165

Высота $м$	Абсолютное давление $мм$ рт. ст.	Абсолютное давление $кг/м^2$	Температура $t°$	Относительная плотность $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	$\frac{\rho_0}{\rho} = \frac{1}{\Delta}$	$\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$
4 000	462,25	6286,6	—11,000	0,6686	1,4956	1,2229
4 100	456,25	6205,0	—11,550	0,6616	1,5114	1,2294
4 200	450,32	6124,3	—12,300	0,6545	1,5278	1,2360
4 300	444,46	6044,6	—12,950	0,6476	1,5441	1,2426
4 400	438,64	5965,5	—13,600	0,6408	1,5605	1,2492
4 500	432,90	5887,4	—14,250	0,6340	1,5772	1,2559
4 600	427,22	5810,1	—14,900	0,6273	1,5943	1,2625
4 700	421,59	5733,6	—15,550	0,6205	1,6116	1,2695
4 800	416,02	4657,8	—16,200	0,6139	1,6289	1,2762
4 900	410,54	5583,0	—16,850	0,6073	1,6466	1,2832
5 000	405,09	5509,2	—17,500	0,6008	1,6644	1,2901
5 100	399,69	5435,7	—18,150	0,5943	1,6826	1,2971
5 200	394,36	5363,3	—18,800	0,5879	1,7009	1,3042
5 300	389,07	5391,3	—19,450	0,5815	1,7196	1,3113
5 400	388,88	5220,7	—20,100	0,5752	1,7385	1,3185
5 500	378,71	5150,4	—20,750	0,5689	1,7577	1,3257
5 600	373,61	5081,1	—21,400	0,5627	1,7771	1,3330
5 700	368,58	5012,7	—22,050	0,5566	1,7966	1,3403
5 800	363,59	4944,8	—22,700	0,5505	1,8165	1,3477
5 900	358,65	4877,6	—23,350	0,5444	1,8368	1,3553
6 000	353,77	4811,2	—24,000	0,5384	1,8573	1,3628
6 100	348,94	4745,6	—24,650	0,5325	1,8779	1,3704
6 200	344,17	4680,7	—25,300	0,5265	1,8993	1,3781
6 300	339,47	4616,8	—25,950	0,5207	1,9204	1,3858
6 400	334,80	4553,3	—26,600	0,5149	1,9420	1,3935
6 500	330,18	4490,4	—27,250	0,5091	1,9642	1,4015
6 600	325,62	4428,4	—27,900	0,5034	1,9864	1,4094
6 700	321,11	4367,1	—28,550	0,4977	2,0092	1,4174
6 800	316,65	4306,4	—29,200	0,4921	2,0321	1,4255
6 900	312,23	4246,3	—29,850	0,4866	2,0550	1,4335
7 000	307,87	4187,0	—30,500	0,4810	2,0790	1,4418
7 100	303,56	4128,4	—31,150	0,4756	2,1026	1,4500
7 200	299,29	4070,3	—31,800	0,4702	2,1267	1,4583
7 300	295,08	4013,1	—32,450	0,4648	2,1514	1,4667
7 400	290,90	3956,2	—33,100	0,4595	2,1762	1,4752
7 500	286,79	3900,3	—33,750	0,4542	2,2017	1,4838
7 600	282,72	3845,0	—34,400	0,4490	2,2271	1,4923
7 700	278,69	3790,1	—35,050	0,4439	2,2527	1,5009
7 800	274,71	3736,0	—35,700	0,4386	2,2799	1,5099
7 900	270,78	3682,6	—36,350	0,4336	2,3085	1,5186
8 000	266,89	3629,7	—37,000	0,4285	2,3337	1,5276
8 100	263,06	3577,6	—37,650	0,4235	2,3612	1,5366
8 200	259,26	3525,9	—38,300	0,4185	2,3894	1,5457
8 300	255,51	3474,9	—38,950	0,4137	2,4172	1,5547
8 400	251,79	3524,3	—39,600	0,4088	2,4461	1,5640
8 500	248,13	3374,5	—40,250	0,4040	2,4752	1,5732
8 600	244,52	3325,4	—40,900	0,3992	2,5050	1,5827
8 700	240,94	3276,8	—41,550	0,3945	2,5348	1,5921
8 800	237,40	3228,6	—42,200	0,3898	2,5654	1,6016
8 900	233,91	3181,2	—42,850	0,3851	2,5967	1,6114

Высота $м$	Абсолютное давление $мм$ рт. ст.	Абсолютное давление $кг/м^2$	Температура $t°$	Относительная плотность $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	$\frac{\rho_0}{\rho} = \frac{1}{\Delta}$	$\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$
9 000	230,45	3134,1	—43,500	0,3806	2,6274	1,6208
9 100	227,05	3087,9	—44,150	0,3759	2,6602	1,6314
9 200	223,68	3042,0	—44,800	0,3715	2,6917	1,6406
9 300	220,35	2996,7	—45,450	0,3669	2,7255	1,6509
9 400	217,06	2952,0	—46,100	0,3625	2,7586	1,6609
9 500	213,82	2907,9	—46,750	0,3580	2,7932	1,6712
9 600	210,62	2864,4	—47,400	0,3538	2,8264	1,6812
9 700	207,44	2821,1	—48,050	0,3495	2,8612	1,6915
9 800	204,30	2778,4	—48,700	0,3452	2,8968	1,7018
9 900	201,21	2736,4	—49,350	0,3509	2,9334	1,7127
10 000	198,16	2694,9	—50,000	0,3367	2,9700	1,7233
10 100	195,14	2653,9	—50,650	0,3323	3,0093	1,7347
10 200	192,16	2613,3	—51,300	0,3279	3,0497	1,7463
10 300	189,22	2573,4	—51,950	0,3235	3,0911	1,7581
10 400	186,31	2533,8	—52,600	0,3191	3,1338	1,7702
10 500	183,45	2494,9	—53,250	0,3147	3,1776	1,7825
10 600	180,61	2456,3	—53,900	0,3104	3,2216	1,7948
10 700	177,82	2418,0	—54,550	0,3061	3,2669	1,8074
10 800	174,88	2378,3	—55,000	0,3044	3,2851	1,8124
10 900	171,37	2344,2	—55,000	0,3007	3,3255	1,8236
11 000	169,40	2303,8	—55,000	0,2967	3,3704	1,8358
11 100	166,74	2267,8	—55,000	0,2920	3,4246	1,8505
11 200	164,16	2232,5	—55,000	0,2875	3,4782	1,8650
11 300	161,58	2197,4	—55,000	0,2890	3,5335	1,8797
11 400	159,07	2163,3	—55,000	0,2786	3,5893	1,8945
11 500	156,56	2129,0	—55,000	0,2742	3,6469	1,9097
11 600	154,13	2096,0	—55,000	0,2699	3,7050	1,9248
11 700	151,77	2064,0	—55,000	0,2658	3,7622	1,9369
11 800	149,34	2031,0	—55,000	0,2616	3,8226	1,9551
11 900	146,98	1998,9	—55,000	0,2574	3,8850	1,9710
12 000	144,63	1966,9	—55,000	0,2533	3,9478	1,9869
12 100	142,35	1935,9	—55,000	0,2493	4,0112	2,0028
12 200	140,22	1907,0	—55,000	0,2456	4,0716	2,0178
12 300	138,02	1877,0	—55,000	0,2417	4,1373	2,0341
12 400	135,81	1847,0	—55,000	0,2379	4,2034	2,0502
12 500	133,68	1818,0	—55,000	0,2341	4,2716	2,0667
12 600	131,63	1790,0	—55,000	0,2306	4,3365	2,0824
12 700	129,58	1762,3	—55,000	0,2269	4,4072	2,0993
12 800	127,53	1734,4	—55,000	0,2233	4,4782	2,1161
12 900	125,48	1706,4	—55,000	0,2198	4,5495	2,1329
13 000	123,65	1681,6	—55,000	0,2165	4,6189	2,1491
13 100	121,68	1654,8	—55,000	0,2131	4,6926	2,1662
13 200	119,70	1627,9	—55,000	0,2097	4,7687	2,1837
13 300	117,80	1602,0	—55,000	0,2064	4,8449	2,2011
13 400	115,98	1577,3	—55,000	0,2031	4,9237	2,2189
13 500	114,23	1553,5	—55,000	0,2001	4,9975	2,2354
13 600	112,40	1528,6	—55,000	0,1969	5,0787	2,2536
13 700	110,68	1505,0	—55,000	0,1938	5,1599	2,2715
13 800	108,91	1481,1	—55,000	0,1907	5,2438	2,2899
13 900	107,24	1458,4	—55,000	0,1879	5,3219	2,3069

Высота *м*	Абсолютное давление *мм* рт. ст.	Абсолютное давление *кг/м²*	Температура $t°$	Относительная плотность $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	$\frac{\rho_0}{\rho} = \frac{1}{\Delta}$	$\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$
14 000	105,56	1435,6	−55,000	0,1849	5,4083	2,3255
14 100	103,89	1412,0	−55,000	0,1819	5,4975	2,3446
14 200	102,22	1390,2	−55 000	0,1791	5,5834	2.3629
14 300	100 62	1368,4	−55,000	0,1762	5 6753	2,3823
14 400	99,10	1347,7	−55,000	0,1736	5,7603	2,4001
14 500	97,51	1326,1	−55 000	0,1708	5 8548	2,4196
14 600	94,99	1305,4	−55,000	0,1681	5,9488	2.4390
14 700	94,47	1284,7	−55,000	0,1655	6,0423	2,4580
14 800	93,10	1266,2	−55,000	0,1630	6.1349	2,4769
14 900	91,58	1245 5	−55,000	0,1604	6,2344	2,496[illegible]
15 000	90,14	1225,9	−55 000	0 1579	6 3331	2,5165

Приведенная выше таблица вычислена при помощи следующих формул. Температура на любой высоте h до 10 769 *м* дается выражением:

$$t° = 15 - 0,0065h$$

(h — в метрах);

на высоте свыше 10 769 *м* $t = -55°$,

$$p = p_0 \frac{\rho}{\rho_0} \cdot \frac{T}{T_0};$$

$$h = \frac{p_0}{g \cdot \rho_0} \cdot \frac{T_{cp}}{T_0} \cdot \ln \frac{p_0}{p}.$$

T_{cp} — средняя гармоническая температура равная

$$\frac{\frac{0,0065h}{T_0}}{\ln \frac{T_0}{T_0 - 0,0065h}}.$$

При составлении этих выражений воздух рассматривался как сухой совершенный газ, удовлетворяющий уравнению

$$p \cdot v = 29,27 \cdot R \cdot T,$$

где p — давление в *кг/м²*;

v — удельный объем $\frac{1}{\gamma}$;

$29,27 = R$ — газовая постоянная для воздуха;

T — абсолютная температура, равная $t° + 273°$;

$T_0 = 273 + 15° = 288°$;

$p_0 = 10\,333$ *кг/м²*.

Таблица 39

Серия профилей, испытанных в трубе переменной плотности NACA

Турбулентность $\approx 0{,}025$, удлинение 6, $V = 25$ *м/сек*, $p'' = 20{,}4$ *ат*, $Re = 3\,500\,000$

Номер профиля	α_0°	$\frac{dc_y}{d\alpha}$ [1]	$c_{xp\,min}$ [2]	$\frac{dc_x}{dc_y^2}$ [3]	$c_{m\,0}$	$c_{y\,max}$	α° при $c_{y\,max}$	c_x при $c_{y\,max}$	Отрицательное $c_{y\,max}$
0006	—0,1	0,074	0,0065	—	0,002	0,88	13	0,258	0,87
0009	0,0	0,073	0,0074	0,060	0,003	1,27	14	0,171	1,19
0012	0,0	0,073	0,0083	0,059	0,002	1,53	17	0,174	1,41
0015	0,0	0,073	0,0093	0,058	0,000	1,53	17	0,193	1,41
0018	0,0	0,071	0,0108	0,059	0,002	1,49	17	0,180	1,59
0021	—0,1	0,068	0,0120	0,059	0,001	1,38	17	0,195	1,28
0025	0,0	0,064	0,0143	0,063	0,003	1,20	16	0,160	—
2212	—1,8	0,075	0,0087	0,062	0,029	1,60	16	0,203	1,20
2306	—1,8	0,075	0,0073	—	0,036	1,04	11	0,130	—
2309	—2,0	0,075	0,0083	0,062	0,036	1,51	15	0,184	—
2312	—1,9	0,073	0,0089	0,063	0,038	1,61	16	0,199	—
2315	—1,7	0,074	0,0100	0,062	0,034	1,54	15	0,172	—
2406	—1,7	0,075	0,0070	—	0,039	1,01	13	0,250	—
2409	—1,7	0,075	0,0080	0,061	0,044	1,51	14	0,160	0,97
2412	—1,8	0,073	0,0085	0,061	0,044	1,62	17	0,207	1,30
2415	—1,7	0,073	0,0099	0,062	0,040	1,55	16	0,198	1,42
2418	—1,9	0,071	0,0112	0,062	0,037	1,43	15	0,179	—
2421	—1,7	0,070	0,0127	0,063	0,036	1,35	16	0,190	—
2506	—2,0	0,075	0,0073	—	0,048	1,03	15	0,310	
2509	—2,0	0,074	0,0081	0,062	0,052	1,38	13	0,160	—
2512	—2,1	0,074	0,0088	0,062	0,054	1,62	17	0,198	1,20
2515	—2,0	0,072	0,0103	0,063	0,049	1,53	16	0,195	—
2518	—2,0	0,070	0,0112	0,063	0,047	1,48	16	0,18	—
2521	—1,8	0,069	0,0126	0,065	0,043	1,38	16	0,180	—
2612	—2,3	0,073	0,0089	0,061	0,060	1,66	17	0,215	—
2712	—2,6	0,073	0,0090	0,061	0,075	1,68	17	0,219	—
4212	—3,4	0,074	0,0092	0,060	0,059	1,71	16	0,218	—
4306	—3,8	0,075	0,0080	0,062	0,075	1,20	10	0,130	—
4309	—3,6	0,075	0,0089	0,060	0,073	1,60	15	0,200	—
4312	—3,9	0,073	0,0095	0,060	0,075	1,63	16	0,240	—
4315	—3,6	0,075	0,0107	0,060	0,068	1,56	15	0,200	—
4318	—3,5	0,072	0,0119	0,062	0,065	1,46	14	0,165	—
4321	—3,6	0,069	0,0134	0,065	0,057	1,29	15	0,200	—
4406	—3,9	0,075	0,0076	0,061	0,087	1,23	10	0,130	—
4409	—3,6	0,075	0,0026	0,061	0,086	1,60	15	0,198	—
4412	—3,9	0,073	0,0092	0,061	0,089	1,65	16	0,220	0,80
4415	—3,8	0,073	0,0105	0,061	0,083	1,57	15	0,200	—
4418	—3,7	0,070	0,0116	0,061	0,078	1,47	17	0,230	—
4421	—3,4	0,067	0,0132	0,064	0,071	1,37	19	0,290	—
4506	—4,3	0,075	0,0087	0,061	0,109	1,15	13	0,270	—
4509	—4,1	0,075	0,0093	0,061	0,106	1,56	13	0,170	0,62
4512	—4,2	0,070	0,0095	0,062	0,105	1,69	17	0,262	0,79
4515	—4,1	0,073	0,0113	0,061	0,097	1,62	17	0,230	—
4518	—3,9	0,070	0,0125	0,062	0,094	1,54	17	0,230	1,09
4521	—3,4	0,069	0,0138	0,066	0,082	1,46	19	0,270	—
4612	—4,6	0,071	0,0090	0,062	0,124	1,76	17	0,239	—
4712	—5,0	0,070	0,0104	0,060	0,143	1,82	18	0,262	—
6212	—5,2	0,073	0,0101	0,059	0,087	1,75	14	0,222	—

Номер профиля	α_0°	$\frac{dc_y}{d\alpha}$ [1]	$c_{xp\,min}$ [2]	$\frac{dc_x}{dc_y^2}$ [3]	$c_{m\,0}$	$c_{y\,max}$	α° при $c_{y\,max}$	c_x при $c_{y\,max}$	Отрицательное $c_{y\,max}$
6306	—5,2	0,076	0,0092	0,058	0,109	1,54	12	0,180	—
6309	—5,4	0,075	0,0101	0,058	0,110	1,67	13	0,192	—
6312	—5,5	0,073	0,0102	0,059	0,110	1,66	14	0,227	—
6315	—5,4	0,073	0,0120	0,059	0,105	1,55	13	0,199	—
6318	—5,2	0,071	0,0130	0,061	0,097	1,43	13	0,200	—
6321	—5,2	0,070	0,0144	0,065	0,090	1,37	17	0,240	—
6406	—5,6	0,075	0,0086	0,060	0,120	1,43	9	0,160	—
6409	—5,9	0,073	0,0094	0,060	0,133	1,68	15	0,230	—
6412	—5,7	0,073	0,0104	0,060	0,132	1,67	15	0,230	—
6415	—5,7	0,072	0,0120	0,060	0,125	1,59	17	0,270	—
6418	—5,7	0,072	0,0132	0,061	0,118	1,51	18	0,280	—
6421	—5,2	0,070	0,0146	0,065	0,110	1,41	18	0,270	—
6506	—6,3	0,073	0,0093	0,059	0,159	1,29	10	0,160	—
6509	—6,3	0,075	0,0100	0,060	0,158	1,71	15	0,220	—
6512	—6,2	0,073	0,0106	0,060	0,159	1,75	17	0,260	0.56
6515	—6,0	0,072	0,0127	0,060	0,150	1,67	18	0,280	—
6518	—5,7	0,069	0,0141	0,062	0,139	1,61	18	0,290	—
6521	—5,3	0,068	0,0154	0,066	0,129	1,49	19	0,290	—
6612	—6,6	0,072	0,0114	0,061	0,186	1,83	17	0,280	—
6712	—7,0	0,070	0,0126	0,060	0,206	1,95	18	0,290	—
0006T [4]	—0,1	0,073	0,0069	0,160	0,005	1,85	13	0,240	—
0006B	0,0	0,075	0,0076	0,065	0,005	1,06	11	0,100	—
0012T	—0,1	0,072	0,0082	0,065	0,001	1,03	12	0,100	—
0012B	0,0	0,073	0,0095	0,063	0,000	1,50	16	0,158	—
0018T	+0,1	0,071	0,0102	0,064	0,000	1,29	15	0,140	—
0018B	0,0	0,070	0,0122	0,063	0,001	1,40	16	0,150	—
A312	—1,2	0,075	0,0084	0,061	0,002	1,62	16	0,190	—
$2R_1 12$ [5]	—1,5	0,073	0,0083	0,062	0,020	1,53	16	0,182	—
$2R_2 12$	—0,6	0,074	0,0086	0,061	0,004	1,47	16	0,198	—
$0012F_0$ [6]	—0,2	0,081	0,0104	0,062	0,000	1,53	15	0,194	—
$0012F_1$	—11,7	0,072	0,0139	0,056	0,199	2,05	12	0,301	—

[1] Эти значения относятся к эффективному наклону $\left(\frac{1}{10} c_y \text{ при } \alpha_a = 10^\circ\right)$. Действительное значение $\frac{dc_y}{d\alpha}$ при $c_y = 0$ для большинства профилей получается умножением эффективного наклона на 1,03. Для определения $\frac{dc_y}{d\alpha}$ при $\lambda = \infty$, согласно указаниям NACA Rep. № 460, следует умножить на 1,38.

[2] Значения $c_{x\,v}$ обычно меньше $c_{xp\,min}$ на величину от 0 до 4%.

[3] Эффективный наклон $\frac{\Delta c_x}{\Delta c_y^2}$ от $c_y = 0,3$ до $c_y = 0,8$ (обычно такой же, как и от $c_y = 0$ до $c_y = 1,0$).

[4] T относится к профилям с исключительно тонкой носовой частью, B относится к профилям с исключительно тупым носком.

[5] R_1 и R_2 относятся к профилям с S-образной осевой линией.

[6] F_0 и F_1 относятся к профилям с плоской хвостовой частью, F_0—с прямой, F_1—с опущенной вниз.

Таблица 40

Различные профили, испытанные в трубе переменной плотности NACA

Турбулентность ≈ 0,025, удлинение $\lambda = 6$, $V \approx 25$ *м/сек*, $p \approx 30{,}4$ *ат*, $Re \approx 3\,500\,000$

Название профиля	a_0°	$\frac{dc_y}{d\alpha}$ [1]	$c_{xp\,min}$ [2]	$\frac{dc_x}{dc_y^2}$ [3]	c_{m0}	$c_{y\,max}$	α° при $c_{y\,max}$	c_x при $c_{y\,max}$	Отрицательное $c_{y\,max}$
Серия Мунка									
M-1	0,0	0,071	0,0073	0,069	0,005	0,80	15	0,200	—
M-2	0,0	0,072	0,0080	0,069	0,010	0,90	15	0,120	—
M-3	0,0	0,072	0,0084	0,071	0,015	1,08	17	0,110	—
M-4	—0,3	0,073	0,0071	0,068	0,010	0,95	15	0,120	—
M-5	0,0	0,073	0,0071	0,072	0,020	1,13	18	0,170	—
M-6	—0,8	0,070	0,0101	0,069	0,015	1,32	20	0,150	1,12
M-10	—1,3	0,073	0,0064	0,072	0,005	1,00	15	0,130	—
M-11	—1,5	0,072	0,0084	0,070	0,015	1,08	15	0,120	—
M-12	—1,5	0,070	0,0101	0,070	0,025	1,25	21	0,190	—
Серия Кларка									
Clark-Y	—5,0	0,072	0,0108	0,061	0,068	1,42	17,0	0,170	0,89
CY-H	—3,0	0,071	0,0111	0,065	0,027	1,30	17,0	0,150	0,90
CYM-15	—5,1	0,074	0,0120	0,064	0,068	1,59	19,0	0,210	1,16
CYM-18	—5,1	0,073	0,0110	0,065	0,065	1,50	19,5	0,220	1,30
RAF-15	—2,3	0,074	0,0080	0,062	0,050	1,21	15,5	0,110	—
USA-5	—4,1	0,072	0,0117	0,068	0,085	1,20	13,0	0,110	0,80
B-103-A	—3,9	0,075	0,0090	0,065	0,053	1,62	20,5	0,209	0,77
USA-35-B	—5,0	0,074	0,0092	0,067	0,076	1,37	15,5	0,150	0,77
RAF-19	—2,4	0,070	0,0285	0,062	0,200	1,53	15,5	0,220	0,50
USA-27	—4,4	0,072	0,0115	0,061	0,077	1,39	20,5	0,150	0,78
C-72	—3,0	0,075	0,0100	0,066	0,084	1,60	18,5	0,190	0,78
NACA-21	—2,0	0,072	0,0095	0,060	0,038	1,60	21,8	—	0,80
N-22	—5,6	0,074	0,0100	0,066	0,074	1,60	18,5	0,190	0,79
B-103	—4,7	0,075	0,0090	0,065	0,066	1,64	20,0	0,220	0,90
NACA-99	0,0	0,070	0,0108	0,067	0,000	1,06	15,5	0,090	—
NACA-97	—9,4	0,066	0,0133	0,064	0,130	1,33	15,0	0,210	—
NACA-98	—8,0	0,069	0,0138	0,066	0,145	1,36	16,0	0,210	—
Goett-398	—5,8	0,074	0,0106	0,064	0,083	1,59	18,0	0,204	0,78
B-106	—4,2	0,072	0,0080	0,067	0,050	1,53	19,0	0,183	0,82
Goett-387	—6,8	0,072	0,0123	0,068	0,095	1,33	15,0	0,170	—
Трапецевидные крылья (сужение в плане 2 : 1, по толщине 2 : 1)									
USA-45	—2,8	—	0,0080	0,063	0,030	1,43	16,8	—	—
Clark-Y	—5,1	0,073	0,0102	0,059	0,071	1,67	22,5	0,260	0,98
Goett-398	—6,2	—	0,0101	0,059	0,083	1,61	18,9	—	—
NACA-2218-09	—1,9	0,071	0,0100	0,059	0,029	1,60	22,5	0,190	1,12

Примечание. Данные, помещенные в табл. 41, заимствованы из NACA Rep. № 352 и NACA TN № 367, 385, 391, 392, 397, 401, 412 и 487.

Таблица 41

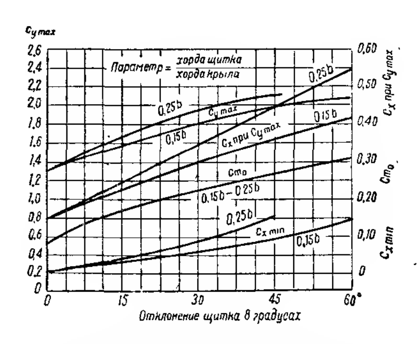
Крылья с предкрылками и закрылками

В каждом варианте закрылок составляет 30% хорды, занимает 100% размаха и отклоняется на 45%. Влияние величины хорды, размаха и угла отклонения — см. фиг. 287. Ориентировочные данные, соответствующие условиям действительного полета

Обозначение	Схема	$c_{y\,max}$	$\alpha°$ при $c_{y\,max}$	$c'_{x\,min}$ (закрылок опущен)	$c_{x\,min}$ (закрылок поднят)	c_{m0}	Источник
1	2	3	4	5	6	7	8
Основное крыло		1,4	17	. . .	0,010	0,07	Rep. № 352
Простой закрылок, профиль М-6		2.1	16	0,07	0,011	0,22	Rep. № 260
Щиток, профиль Кларк-Y .		2,1	14	0,19	0.011	0,26	TN № 422 [1]
Простой закрылок, Кларк-Y		2,2	13	0,15	0,011	0,30	Rep. № 427 [2]
Подкрылок, щель закрыта, Кларк-Y		2,2	13	0,17	0,011	0,29	TN № 417
Щиток Цапа, Кларк-Y . .		2,4	14	0.19	0,011	0,40	TN № 422
Симметричный закрылок у задней кромки, Кларк-Y		2,5	12	0,06	0,013	0.34	TN № 524
Закрылок Фаулера, Кларк-Y		2,8	12	0,15	0,011	0,80	TN № 419
Щель на основном крыле .		1,8	24	. . .	0,016	0,09	Rep. № 427
Предкрылок Хэндлей-Пейдж		1,8	28	. . .	0,040	0,10	TN № 459
Неподвижный предкрылок, наилучшее положение .		2,1	30	. . .	0,040	0,10	TN № 459

[1] Проверено испытанием в трубе.
[2] См. также NACA Rep. № 360.

Обозначение	Схема	$c_{y\,max}$	α° при $c_{y\,max}$	$c'_{x\,min}$ (закрылок опущен)	$c_{x\,min}$ (закрылок поднят)	c_{m_0}	Источник
1	2	3	4	5	6	7	8
Щелевое крыло и простой закрылок		2,2	20	0,18	0,016	0,30	Rep. № 427
Элероны на передней кромке и щиток		2,4	15	0,13	0,018	0,22	ASME 1934
Неподвижный предкрылок и закрылок Фаулера . .		3,3	20	0,14	0,040	0,80	TN № 459



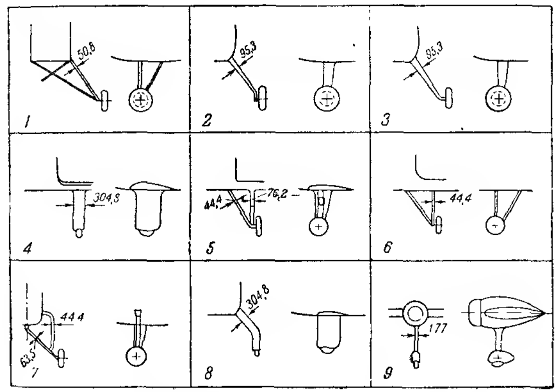
Фиг. 287. Влияния отклонения щитка, расположенного по всему размаху на характеристики крыла (NACA TN № 408).

Таблица 42

Данные вредного сопротивления

Наименование	Коэфициент лобового сопротивления c_x
1. Пластинка, поставленная нормально к воздушному потоку	1,28
2. Крылья, минимальное профильное сопротивление[1] (умеренная кривизна)	
относительная толщина 9%	0,0085
» » 12%	0,0095
» » 15%	0,0105
» » 18%	0,0117
для поверхностей, покрытых заклепками, добавляется 10%)	
3. Хвостовое оперение (с учетом интерференции):	
тонкое	0,014
средней толщины	0,016
средней толщины, включая расчалки и стойки	0,024
4. Фюзеляж (отнесено к площади миделя):	
хорошей аэродинамической формы, ровная поверхность,	0,065
овальное сечение, острая носовая часть, капотированный мотор жидкостного охлаждения	0,100
овальное сечение, тупая носовая часть, ровная поверхность	0,110
восьмиугольное сечение, тупая носовая часть, ровная поверхность	0,160
овальное сечение, обычные неровности поверхности	0,16—0,20
прямоугольное сечение, обычные неровности поверхности	0,24—0,30
добавочное лобовое сопротивление вследствие открытой кабины пилота (отнесено к миделю фюзеляжа)	0,25—0,045
добавочное лобовое сопротивление, вызванное присутствием мотора J-5 с капотом NACA	0,10—0,14
добавочное лобовое сопротивление, вызванное мотором J-5 с наполовину открытыми цилиндрами (отнесено к миделю фюзеляжа)	0,27
добавочное лобовое сопротивление, обусловленное трехцилиндровым мотором без капота	0,16
5. Корпусы летающих лодок (отнесено к площади миделя):	
хорошей аэродинамической формы (NACA TN № 525)	0,10
средней аэродинамической формы	0 16
несколько испорченной формы	0,20—0,27
6. Поплавки:	
поплавок гидросамолета хорошей аэродинамической формы	0,16
поплавок гидросамолета обычной формы	0,22
подкрыльный поплавок хорошей формы	0,20
» » обычной формы	0,24
» прямоугольный поплавок	0,30

Наименование	*кг* при $V=160$ *км/час*
7. Комплект шасси (NACA Rep. № 485, 518, 522)	



Тип шасси *1* колеса 8×50-10 без обтекателей	19,3
То же *1* » 8×50-10 с обтекателями	15,2
» *1* » 8×50-10 без обтекаемых стержней	44,5
» *2* » 8×50-10 с обтекателями	8,6
» *2* 27-дюймовые обтекаемые колеса с обтекателями	11,3
» *3* 27-дюймовые обтекаемые колеса без обтекателей	9,75
То же *3* колеса 8×50-10 с обтекателями	7,95
» *3* 21-дюймовые колеса без обтекателей	6,15
» *4* колеса 8×50-10	5,9
» *5* колеса 8×50-10 без обтекателей	17,7
» *5* колеса 8×50-10 с обтекателями	11,8
» *6* колеса 8×50-10 без обтекателей	18,6
» *7* 24-дюймовые обтекаемые колеса с зализанными местами пересечений	10,0
То же *7* колеса 8×50-10 без зализов	13,1
» *8* колеса 8×50-10	12,2
» *9* колеса (пневматики) низкого давления с зализами	3,63
» *9* колеса обтекаемой формы без обтекателей	5,45
» *9* колеса обтекаемой формы с круглыми стержнями без обтекателей	14,5
Все стержни шасси обтекаемые, за исключением отмеченных случаев; указание «с обтекателями» относится к обтекателям типа *А* (см. стр. 258)	

Наименование	Коэфициент лобового сопротивления c_x
8. Колеса (отнесено к площади прямоугольника, описанного вокруг пневматика):	
колеса-пневматики низкого давления	0,237
обтекаемые колеса и пневматики	0,1775
пневматики сверхнизкого давления (в том числе Гудиир Эйруил)	0,237
дисковое колесо и пневматик высокого давления	0,316
пневматики высокого давления, полностью закрытые обтекателями	0,237
пневматики высокого давления, полностью закрытые обтекателями (английские данные 1930 г.)	0,237—0,316
9. Колеса с обтекателями (отнесено к площади прямоугольника, описанного вокруг колеса и обтекателя):	

Обтекатель A — 0,1185
B — 0,08
C — 0,095
D — 0,170

Наименование	Коэфициент лобового сопротивления c_x
Для щитков от грязи добавляется на каждое колесо	0,1975—0,395
10. Моторы (звездообразные) и моторные гондолы (отнесено к миделю описанного круга):	
семицилиндровый мотор (J-5) без капота	0,55—0,63
то же, но с капотом NACA	0,13—0,14
мотор с капотом NACA, включая интерференцию с крылом:	
мотор на достаточно большом расстоянии над крылом, стойки без обтекателей	0,37—0,55
мотор на достаточно большом расстоянии под крылом, стойки без обтекателей	0,20—0,27
вал мотора на уровне хорды крыла	0,08—0,10
11. Данные Гальцита (Galcit) по моторным гондолам, фюзеляжам и т. п. (JAS, декабрь, 1936):	
Добавочное сопротивление фюзеляжа (отнесено к миделю):	
изолированный корпус с очертаниями дирижабля «Акрон», круглого сечения	0,071
большой транспортный самолет, не имеющий мотора в носовой части фюзеляжа, с низко расположенным крылом	0,071—0,1065
большие военные самолеты, не имеющие моторов в носовой части фюзеляжа	0,091
одномоторный транспортный самолет с низко расположенным крылом	0,102
небольшой самолет с низко расположенным крылом и закрытой кабиной	0,13

Наименование	Коэфициент лобового сопротивления c_x
Сопротивление, добавляемое моторной гондолой (включая интерференцию):	
моторная гондола, установленная снаружи над крылом . .	0,253
моторная гондола, установленная на передней кромке крыла (небольшой самолет, сравнительно большая гондола)	0,122
моторная гондола, установленная на передней кромке крыла (большой самолет, сравнительно небольшая гондола)	0,083
Сопротивление, добавляемое хвостовым оперением:	
одиомоторный самолет с низко расположенным крылом . .	0,0087—0,0122
многомоторный самолет с низко расположенным крылом .	0,0059—0.011
моноплан с высоко расположенным крылом или биплан . .	0,0122—0,0182
12. Радиаторы:	
радиаторы без капота, глубина 0,12—0,25 *м*	1,00[1]
раднаторы в капоте	0,65—0,75[1]
радиаторы в обтекаемом капоте	0,30—0,50
13. Стойки и тросы.	

Круглая проволока

(по различным источникам)

Диаметр *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений	Диаметр *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений
2	0.002	0,0015	5	0,005	0,0040
3	0,003	0,0020	6	0,006	0,0060
4	0,004	0,0030	—	—	—

[1] В оригинале эти данные обменены местами, что, повидимому, следует считать опечаткой. *Ред.*

Кабели

(Из «Engineering Aerodynamics» W. Diehl)

Диаметр *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений	Диаметр *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений
2	0,0022	0,0018	6	0,0066	0,0050
3	0,0029	0,0024	8	0,0088	0,0075
4	0,0044	0,0030	10	0,0120	0,0100
5	0,0060	0,0040	12	0,0142	0,0125

Круглые стальные трубы

(по неполным данным NACA)

Диаметр *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений	Диаметр *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений
25	0 026	0,008	75	0,078	0,025
50	0,052	0.018	100	0,105	0,033

Ленты

(«Engineering Aerodynamics» W. Diehl)

Толщина *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений	Толщина *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений
1	0,0004	0,0009	4	0,0010	0,0044
2	0,0006	0,0019	5	0,0012	0,0063
3	0,0008	0.0030			

Профилированные подкосы

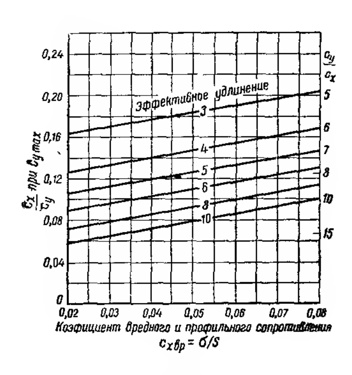
Удлинение 3 : 1[1]

Толщина *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений	Толщина *мм*	$c_x f$ 1 метра	$c_x f$ двух креплений
25	0,0010	0,0026	50	0,0026	0,0086
30	0,0016	0,0040	75	0,0035	0,0124
40	0,0022	0,0066	100	0,0043	0,0150

Поправку на влияние масштаба и на удлинение см. ТА фиг. 250 и 251. Для труб с обтекателями вышеприведенные цифры следует увеличить на 10—30%.

[1] Отношение ширины к толщине. *Ред.*

Наименование	Коэфициент лобового сопротивления $c_x f$
Разные детали:	
кабанчики (отнесено к миделю) (добавить 100% на интерференцию, если они находятся на верхней поверхности) . .	0,30—0,60
ступеньки, ручки и т. д (отнесено к миделю, с учетом интерференции)	2,3
костыль	0,08—0,20
полукруглая чашка анемометра ———→ ◖	0,40
полукруглая чашка анемометра ———→ ◗	1,40
коническая чашка анемометра ———→ ◁	0,50
коническая чашка анемометра ———→ ▷	1,30
(NACA TN № 489) при $Re = 120\,000$	



Фиг. 288. $\frac{c_x}{c_y}$ при $c_{y\,max} = 1,4$ в функции вредного сопротивления и удлинения.

Таблица 43

Данные моторов коммерческих самолетов

(расположены в порядке возрастания мощности в брит. *л. с.*)

Часть I. Моторы мощностью до 130 *л. с.*

Фирма	Модель	Октановое число	Номинальная мощность и об/мин. на уровне моря	Число цилиндров	Расположение	Сухой вес, *кг*	Вес на 1 *л. с.*, *кг*	Длина, *м*	Ширина или диаметр, *м*	Емкость, *л*	Степень сжатия	$\frac{100C_{sm}}{V\ км/час}$
Аэронка	E-113-C	73	40—2540	4	Рядн.	52,8	1,31	0,61	0,865	1,85	5,4	0,825
Континенталь	A-40-4	73	40—2575	4	Противп.	64.6	1,72	0,71	0.51	1,89	5,2	0,825
Континенталь	A-40-5	73	40—2575	4	Противп.	70,5	1,76	0,712	0,51	1.89	5,2	0,825
Леиэйп	AR-340	73	40—2050	3	Рад.	68,0	1,70	0,712	0,87	1,8	5,0	0,905
Аэро[1]	AR-340	73	40—2050	3	Рад.	68,0	1,70	0,61	0,87	2,6	5,0	0,860
Пойер	3-40	73	40—2200	3	Рад.	60,2	1,50	0,422	0,825	2,31	5,7	0,875
Аэронка	E-113-CBD	73	45—2500	2	Противп.	56,6	1,27	0,61	0,66	1,86	5.4	0,825
Крэмптон	S-R-3	73	45—1750	3	Рад.	66,5	1,45	0,635	0.915	3.12	4,6	0,950
Уэлч	0-2	73	45—2500	2	Противп.	52,0	1,09	0,61	0.955	2,21	5,2	0,825
Аэро	AR-3	73	50—2125	3	Рад.	68,0	1,36	0,61	0,87	2,62	5,0	0,850
Ленэйп	AR-3	73	50—2125	3	Рад.	68,0	1.36	0,608	0,87	2,62	5,0	0,855
Пойер	3-50	73	50—2600	3	Рад.	65,0	1,30	0,51	0,74	2,31	5,8	0,780
Континенталь	A-50-1-2-3	73	50—1900	4	Противп.	70,2	1,41	0,775	0,805	2,80	5,4	0.893
Менаско	M-50	73	50—2500	4	Противп.	74,2	1,50	0,72	0,722	2,36	5,5	0,812
Лайкоминг	0-145	73	50—2300	4	Противп.	67,8	1,36	0,595	0,75	2,38	5,8	0,825
Франклин	4-AC-150	73	50—2300	4	Противп.	69,7	1,41	0,70	1,00	2,46	6,5	0,818
Лайкоминг	0-145-A2	73	55—2300	4	Противп.	73,8	1,34	0,625	0,49	2,37	5,6	0,793
Лайкоминг	0-145-A3	73	55—2300	4	Противп.	74,7	1,36	0,625	0,562	2,37	5,6	0,805
Танк	70	73	60—2000	4	Пер.-рядн.	89.6	1,50	1,03	—	3,28	6,3	0,845
Мильвоки	70	73	60—2000	4	Пер.-рядн.	89,6	1,50	1,03	0,66	3,28	6,2	0,838

Акрон	Е-4-L-Функ Е-200	73	63—2125	4	Пер.-рядн.	117,5	1,68	0,89	0,635	3,28	6,2	0,820
Ламберт	М-5	73	65—2000	5	Рад.	101,0	1,30	1,15	0,73	4,1	5,4	0,820
Побджой	Каскад	73	65—2600	7	Рад.	57,0	0,85	—	0,66	2,8	5,4	0,740
Леблонд	5-Е	73	70—1950	5	Рад.	109,5	1,58	0,61	0,84	4,1	5,4	0,825
Рируин	5-Е	73	70—1950	5	Рад.	109,2	1,54	0,603	0,843	4,1	5,4	0,820
Кен-Ройс	5-Е	73	70—1950	5	Рад.	109,2	1,57	0,603	0,843	4,1	5,4	0,820
Побджой	Катаракт	73	75—2900	7	Рад. ред.	61,0	0,82	—	0,66	2,8	—	0,930
Континенталь	А-75	73	75—2650	4	Противп.	77,0	1,04	0,71	—	—	—	—
Ровер	267	73	75—1975	4	Пер.-рядн.	106,0	1,40	0,95	0,81	4,4	5,1	0,800
Арроу	F	73	82—3075	8	V-образн. жидкости	182,0	2,21	1,07	0,84	3,62	6,3	0,675
Побджой	Ниагара	73	84—3200	7	Рад. ред.	65,7	0,75	—	0,66	2,8	—	0,880
Ламберт	R-266	73	90—2375	5	Рад.	97,0	1,10	0,77	0,84	4,4	5,6	0,720
Уоркер	Скараб	73	90—2025	5	Рад.	105,0	1,10	0,72	0,93	4,9	5,2	0,765
Эллайд	Монсун	73	90—2300	4	Пер.-рядн.	94,5	1,05	0,96	0,315	4,07	6,1	0,743
Рируин	5-F	73	90—2250	5	Рад.	99,5	1,09	0,603	0,843	4,37	6,0	0,732
Кэн-Ройс	5-F	73	90—2250	5	Рад.	99,5	1,09	0,603	0,843	4,37	6,0	0,732
Леблонд	5-F	73	90—2250	5	Рад.	99,5	1,09	0,61	0,84	4,35	6,0	0,737
Арроу	G	73	90—3400	8	V-образн. жидкости	186,0	2,09	1,053	0,84	3,62	6,8	0,625
Циррус	Хай-Драйв	73	95—2100	4	Пер.-рядн.	121 0	1,30	1,11	0,40	—	—	0,745
Менаско	Пайрэт В-4	73	95—2000	4	Пер.-рядн.	130,0	1,40	1,21	0,71	5,3	5,5	0,760
Киннер	К-5 [1]	73	100—1810	5	Рад.	127,0	1,30	0,82	1,13	6,1	5,0	0,780
Циррус	Гермес	73	105—1900	4	Пер.-рядн.	136,0	1,30	0,82	0,40	—	—	0,770
Рируин	7-DF	73	110—2150	7	Рад.	124,7	1,13	0,622	0,843	6,1	5,4	0,732
Кэн-Ройс	7-DF	73	110—2150	7	Рад.	124,7	1,13	0,622	0,843	6,1	5,4	0,732
Леблонд	7-DF	73	110—2150	7	Рад.	124,5	1,13	0,622	0,84	6,1	5,4	0,725
Мильвоки	V-470	73	115—1650	8	V-образн.	180 0	1,45	1,32	0,813	7,7	5,5	0,795
Мильвоки	V-502	73	115—1650	8	V-образн.	180,0	1,45	1,32	0,813	7,7	5,4	0,795
Секюрити	1-125	73	125—1950	5	Рад.	136,0	1,08	0,61	1,02	7,2	5,2	0,745
Менаско	Пайрэт С-4	73	125—2175	4	Пер.-рядн.	132 0	1,05	1,21	0,71	5,9	5,5	0,715
Уорнер	Скараб	73	125—2050	7	Рад.	129,0	1,05	0,73	0,93	6,9	5,2	0,710
Киннер	В-5	73	125—1925	5	Рад.	134,0	1,10	0,82	1,16	7,2	5,2	0,730

[1] Мощность на высоте 1130 *м*.

Продолж. табл. 43

Часть II. Моторы мощностью от 145 до 320 *л. с.* включительно

Фирма	Модель	Октановое число	Номинальная мощность и об/мин. на уровне моря	Число цилиндров	Расположение	Сухой вес, *кг*	Вес на 1 *л. с.*, *кг*	Длина, *м*	Ширина или диаметр, *м*	Емкость, *л*	Степень сжатия	$\frac{100C_{sm}}{V\ км/час}$
Уорнер	Супер-Скараб	73	145 —2050	7	Рад.	138,5	0,950	0,730	0,930	8,20	5,3	0,685
Менаско	Пайрэт С-4-S	73	150 —2260	4	Пер.-рядн.	138,5	0,910	1,210	0,725	5,95	5,5	0,656
Ренджер	6-390-D-4	73	150 —2350	6	Пер -рядн.	161,3	1,100	1,270	0,795	6,32	6,0	0,656
Менаско	Буканьер-В-6	73	160 —1975	6	Пер.-рядн.	175	1,100	1,490	0,720	8,00	5,5	0,695
Киннер	R-5-I	73	160 —1975	5	Рад.	142,5	0,860	0,820	1,160	8,00	5,0	0,695
Киннер	R-5-11	73	160 —1850	5	Рад.	150,0	0,950	0,820	1,160	8,85	5,5	0,712
Ренджер	6-410-В-1	73	165 —2450	6	Пер.-рядн.	161,3	1,000	1,270	0,520	6,73	6,5	0,630
Ренджер	6-410-В-2	73	165 —2450	6	Пер.-рядн.	156,7	0,950	1,270	0,800	6,70	6,5	0,630
Менаско	Буканьер-В-6-S	73	200 —2250	6	Пер.-рядн.	192,0	0,950	1,510	0,720	8,00	5,5	0,610
Лайкоминг	R-530-D-2	73	210 —2300	7	Рад.	195,0	0,910	0,870	1,105	8,70	5,5	0,610
Джюнберсон Дизель	А-980	—	210 —2000	9	Рад.	231,0	1,050	0,865	1,170	16,10	14,7	0,657
Киннер	С-5	73	210 —1900	5	Рад.	191,0	0,910	0,885	1,270	11,70	5,2	0,670
Лайкоминг	R-530-D-1	80	220 —2300	7	Рад.	195,0	0,860	0,870	1,105	8,70	6,5	0,620
Лайкоминг	R-680-С-1	73	225 —2100	9	Рад.	225,0	1,000	0,920	1,100	11,12	5,5	0,630
Лайкоминг	R-680-В-4	73	225 —2100	9	Рад.	229,5	1,000	0,950	1,100	11,12	6,5	0,638
Джакобс	L-4	73	225 —2000	7	Рад.	204,5	0,910	0,940	1,105	12,40	5,4	0,650
Континенталь	W-670-К	73	225 —2175	7	Рад.	204,5	0,910	0,870	1,080	10,90	5,4	0,630
Джакобс	L-4-М	73	225 —2000	7	Рад.	209,0	0,910	0,940	1,105	10,90	5,4	0,645
Джакобс	L-4-МВ	73	225 —2000	7	Рад.	224,0	1,000	0,920	1,105	12,40	5,4	0,645
Джакобс	L-4-МА-7	73	225 —2000	7	Рад.	224,0	1,000	0,930	1,105	12,40	5,4	0,645

Континенталь	W-670-K-1	65	230 —2175	7	Рад.	209,0	0,910	0,865	1,080	10,90	5,4	0 620
Райт	WWET‹	73	235 —2000	7	Рад.	234,0	1,000	1,050	1,140	12,37	6.1	0,638
Райт	R-760-ET	73	235 —2000	7	Рад.	234,0	1,000	1,085	1,140	12,37	6.1	0 638
Лайкоминг	R-680-B-2	80	240 —2000	9	Рад.	225,0	0,950	0,925	1,100	11,10	6,5	0,630
Континенталь	W-670-M	80	240 —2200	7	Рад.	204,5	0 860	0,870	1,150	10,90	6,1	0,612
Лайкоминг	R-680-D-6	73	245 —2300	9	Рад.	234,0	0,950	0 940	1,105	11,13	5 5	0 600
Лайкоминг	R-680-B-6	73	245 —2300	9	Рад.	225,0	0 910	0,925	1,100	11,13	5 5	0,593
Менаско	C-6-S-4	73	250 —2300	6	Пер.-рядн.	222,5	0 860	1,845	0,328	8 90	5,5	0,600
Райт	R-760-E-1	73	250 —2000	7	Рад.	240,5	0,950	1,085	1,140	12,40	5.1	0,630
Континенталь	W-670-M-1	80	250 —2200	7	Рад.	209,0	0,820	0,870	1,105	10,90	6,1	0,606
Лайкоминг	R-680-B-5	80	260 —2300	9	Рад.	225,0	0 860	0,925	1 100	11,13	6,5	0,587
Лайкоминг	R-680-D-5	80	260 —2300	9	Рад.	234,0	0,860	0,940	1,090	11,13	6,5	0,587
Лайкоминг	R-680-E-2	73	280 —2300	9	Рад.	238,5	0,820	0,940	1,090	11,13	5,5	0,580
Райт	R-760-E-1	73	285 —2100	7	Рад.	259,0	0,910	1,085	1,140	12,40	6,1	0 600
Райт	WW-285	73	285 —2100	7	Рад.	247,5	0,860	1,085	1,140	12 40	6,1	0,605
Джакобс	L-5	73	285 —2000	7	Рад.	220,0	0,770	0,940	1,105	13,60	6,0	0,618
Джакобс	L-5-M	73	285 —2000	7	Рад.	236,5	0 820	0,925	1,105	13 60	6,0	0,613
Джакобс	L-5-MB	73	285 —2000	7	Рад.	240,0	0 820	0,950	1 105	13 60	6,0	0,613
Джакобс	L-5-MA-7	73	285 —2000	7	Рад.	239,0	0 820	0,930	1,105	13,60	6,0	0,613
Ренджер	V-770-B-3	73	290 —2300	12	Пер. V-образн.	252,0	0,860	1,505	0,690	12,65	6,0	0,580
Лайкоминг	R-680-E-1	80	290 —2300	9	Рад.	238 5	0,820	0,940	1,105	11,13	6,2	0,580
Лайкоминг	R-680-E-3	87	300 —2300	9	Рад.	238,5	0,770	0 940	1,105	11,13	7 0	0,575
Киннер	C-7	73	300 —1800	7	Рад.	256,0	0,950	1,120	1,225	17,10	5.3	0,635
Джакобс	L-6	80	300[1]—2100	7	Рад.	243,0	0,725	0,980	1,150	15,00	6,0	0,594
Джакобс	L-6-M	80	300[1]—2100	7	Рад.	250,0	0 725	0 960	1,150	15 00	6,0	0,594
Джакобс	L-6-MB	80	300[1]—2100	7	Рад.	250,0	0 725	0 960	1,150	15,00	6,0	0,594
Джакобс	L-6-MA	80	300[1]—2100	7	Рад.	250,0	0,725	0,970	1,150	15,00	6,0	0,594
Ренджер	V-770-B-4	80	305 —2300	12	Пер. V-образн.	256,5	0,820	1,550	0,690	12 65	6,5	0,625
Райт	R-760-E-2	80	320 —2200	7	Рад.	254,0	0,82	1,085	1,140	12,37	6,3	0,580

[1] Мощность на высоте 1130 *м*.

Продолж. табл. 43

Часть III. Моторы мощностью от 320 до 675 *л. с.* включительно

Фирма	Модель	Октановое число	Номинальная мощность и об/мин. на уровне моря	Число цилиндров	Расположение	Сухой вес, *кг*	Вес на 1 *л. с.*, *кг*	Длина, *м*	Ширина или диаметр, *м*	Емкость, *л*	Степень сжатия	Передача на винт	$\frac{100C_{sm}}{V\ км/час}$
Джюиберсон Дизель	A-1020	—	320—2200	9	Рад.	281	0,863	0,925	1.190	16.70	15,0	Прямая	0.575
Ренджер	GV-770-A1	73	330—2800	12	Пер. V-образн.	268	0,818	1,550	0,775	12,65	6,0	Ред. 3 : 2	0,620
Райт	R-975-E	73	330 – 2000	9	Рад.	288	0,863	1,105	1,140	15,95	5,1	Прямая	0,625
Райт	R-975-E1	73	365—2100	9	Рад.	292	0,818	1,105	1,140	15.95	6,1	»	0,575
Киннер	SC-7	73	350—1900 на высоте 1525 *м*	7	Рад.	295	0,818	1,150	1,215	17,10	5,3	»	0,600
Пратт-Уитней	Уосп SB	87	400—2200 на высоте 1525 *м*	9	Рад.	276	0,636	1,070	1,160	16,15	6,0	»	0,556
Пратт-Уитней	Уосп TB	80	420—2200	9	Рад.	276	0,636	1,070	1,160	16,15	6,0	»	0,550
Ренджер	SGV-770-B-5	87	420—2800 на высоте 915 *м*	12	Пер. V-образн.	290	0,682	1,550	1,820	12,65	6,0	»	0,550
Ренджер	V-770-SG	87	420—2800	12	Пер. V-образн.	284	0,682	1,520	0,825	12,66	6,0	Ред. 3 : 2	0,588
Ренджер	SGV-770-A-3	80	420—2800 на высоте 915 *м*	12	Пер. V-образн.	284	0.682	1,525	0,815	12,65	6,0	Ред. 3 : 2	0,588
Райт	R-975-E-3	80	420—2200 на высоте 427 *м*	9	Рад.	300	0,727	1,105	1,140	15,95	6.3	Прямая	0,550
Пратт-Уитней	Уосп S-2-H-1	80	500—2200 на высоте 3200 *м*	9	Рад.	362	0,727	1,120	1,310	22,00	6,0	»	0,532

Пратт-Уитней	Уосп S-2-H-1-G	80	500—2200 на высоте 3200 *м*	9	Рад.	402	0,818	1,240	1,310	22,00	6,0	Ред. 3 : 2	0,588
Пратт-Уитней	Уосп S-1-H-1	87	550—2200	9	Рад.	392	0,636	1,090	1,310	22,00	6,0	Прямая	0,513
Пратт-Уитней	Уосп T-1-H-1	80	525—2100	9	Рад.	377	0 682	1,100	1,310	22,00	6,0	»	0,525
Пратт-Уитней	Уосп S-3-H-1	80	550—2200 на высоте 1525 *м*	9	Рад.	362	0,682	1,120	1,310	22,00	6,0	»	0,505
Пратт-Уитней	Уосп S-3-H-1-G	80	550—2200 на высоте 525 *м*	9	Рад.	397	0,727	1,225	1,310	22,00	6,0	Ред. 3 : 2	0,594
Пратт-Уитней	Уосп S-1-H-1-G	87	550—2200 на высоте 2440 *м*	9	Рад.	402	0,682	1,240	1,310	22.00	6,0	Ред. 3 : 2	0,580
Райт «Циклон»	SR-1820-F-41-G	73	620—1950 на высоте 1370 *м*	9	Рад.	465	0,727	Изменяется	1,365	29,80	6,4	Ред 8 : 5 16 : 11	0,645
Райт «Циклон»	SR-1820-P-42-G	73	625—1950 на высоте 2200 *м*	9	Рад.	465	—	Изменяется	1 390	29,8	6,4	Ред. 16 : 11 8 : 5	0,645
Райт «Циклон»	SGR-1820-F-33	80	635—1950 на высоте 2900 *м*	9	Рад.	477	0,727	1,110	1,365	29,8	6,4	Ред. 16 : 11	0,580
Пратт-Уитней	Уосп Tw Jr S-1-A1G	80	650—2400 на высоте 2140 *м*	14	Двухрядн. Рад.	453	0,727	1,380	1,115	25,2	6,0	Ред. 3 : 2 4 : 3	0,568
Райт «Циклон»	SR-1820-F-33	80	650—1950 на высоте 2200 *м*	9	Рад.	433	0.682	1,100	1,365	29,8	6,4	Прямая	0,525
Райт «Циклон»	GSR-1820-F-32	80	650—1950 на высоте 1980 *м*	9	Рад.	477	0,727	1,220	1,380	29,8	6,4	Ред 16 : 11	0,607
Райт «Конкверор»	GV-1570-F-1	80	655—2450	12	V-образн. жидкости.	452	0,682	1,750	0,995	26,0	6,5	Ред. 2 : 1 7 : 5	0,482
Райт «Циклон»	R-1820-F-21	73	660—1950	9	Рад.	430	0,636	1,095	1,365	29,8	5,3	Прямая	0,525
Райт «Циклон»	GR-1820-F-21	73	660—1950	9	Рад.	473	0,727	1,220	1,365	29,8	5.3	Ред. 16 : 11	0,640

Продолж. табл. 43

Фирма	Модель	Октановое число	Номинальная мощность в об/мин. на уровне моря	Число цилиндров	Расположение	Сухой вес, *кг*	Вес на 1 *л. с.*, *кг*	Длина, *м*	Ширина или диаметр, *м*	Емкость, *л*	Степень сжатия	Передача на винт	$\frac{100C_{sm}}{V\ км/час}$
Райт «Циклон»	SGR-1820-F-31	80	670—1900 на высоте 760 *м*	9	Рад.	473	0,727	1,220	1,365	29,8	6,4	Ред. 16 : 11	0,532
Райт «Конкверор» . . .	GV-1570-F-2	87	675—2450	12	V-образн. жидкостн	453	0,682	1,625	0,995	26,0	7,3	Ред. 2 : 1 7 : 5	0,630 0,532
Пратт-Уитней	Хорнет S-3-E-G	80	675—2250	9	Рад.	460	0,682	1,295	1,410	27,7	6,0	Ред 3 : 2	0,544 0,563
Райт	R-1820-F-55	87	675—2100	9	Рад.	459	0,682	1,100	1,370	29,8	6,4	Прямая	0,506
Часть IV. Моторы мощностью свыше 675 *л. с.*													
Райт	GR-1820-F-55	87	675—2100	9	Рад.	502	0,725	1,210	1,370	29,9	6,4	Ред.	0,588
Райт	GR-1820-F-65	87	675—2100	9	Рад.	502	0,725	1,210	1,370	29,9	6,4	Ред.	0,588
Райт «Циклон» . . .	GR-1820-F-54	87	675—2100 на высоте 4670 *м*	9	Рад.	485	0,725	1,210	1,370	29,9	6,4	Ред. 16 : 11	0,588
Райт «Циклон»	SR-1820-F-32	80	675—1950 на высоте 1960 *м*	9	Рад.	429	0,635	1,100	1,365	29,9	6,4	Прямая	0,507
Райт «Циклон»	R-1820-F-54	87	690—2100 на высоте 4670 *м*	9	Рад.	443	0,635	1,100	1,370	29,9	6,4	Прямая	0,582
Райт «Циклон»	R-1820-F-11	80	690—1950	9	Рад.	426	0,635	1,100	1,365	29,9	5,8	Прямая	0,520
Райт «Циклон»	GR-1820-F-11	80	690—1950	9	Рад.	468	0,68	1,220	1,365	29,9	5,8	Ред. 16 : 11	0,630
Райт «Циклон»	GR-1820-F-3	87	697—1950 на высоте 2260 *м*	9	Рад.	477	0,68	1,215	1,365	29,9	6,4	Ред. 16 : 11	0,600

Пратт-Уитней «Твин-Уосп»	Ir-S-3-A-5-G	87	700—2500 на высоте 2590 *м*	14	Двухрядн. звезда	454	0,635	1,350	1,120	25,2	6,7	Ред. 3 : 2 4 : 3	0,525 0,500
Пратт-Уитней «Хорнет»	S-5-E	87	700—2050 на высоте 1830 *м*	9	Рад.	418	0,59	1,150	1,385	27,7	6,5	Прямая	0,507
Райт «Циклон»	GR-1820-F-1	87	700—1950	9	Рад.	471	0,68	1,215	1,365	29,9	6,4	Ред. 16 : 11	0,607
Райт «Циклон»	SR-1820-F-3	87	715—1950 на высоте 2260 *м*	9	Рад.	425	0,59	1,100	1,365	29,9	6,4	Прямая	0,520
Райт «Унрлвннд» . . .	STR-1510-C-1	87	715—2400 на высоте 1980 *м*	14	Двухрядн. рад.	447	0,635	1,260	1,140	24,8	7,0	Ред. 4 : 3	0,513
Райт «Циклон»	R-1820-F-1	87	715—1950	9	Рад.	429	0,59	1,100	1,365	29,9	6,4	Прямая	0,520
Райт «Циклон»	GR-1820-F-53	87	730—2100 на высоте 2930 *м*	9	Рад.	485	0,68	1,215	1,370	29,9	6,4	Ред. 16 : 11	0,575
Райт «Циклон»	SR-1820-F-2	87	735—1950 на высоте 1220 *м*	9	Рад.	429	0,59	1,100	1,365	29,9	6,4	Прямая	0,513
Райт «Цнклон»	GR-1820-F-56	87	740—2100 на высоте 3450 *м*	9	Рад.	463	0,68	1,215	1,370	29,9	6,4	Ред. 16 : 11	0,575
Райт «Циклон»	R-1820-F-53	87	745—2100 на высоте 3450 *м*	9	Рад.	443	0,59	1,100	1,370	29,9	6,4	Прямая	0,575
Пратт-Уитней «Твнн-Уосп»	Ir-SB-4-G	87	750—2550 на высоте 2900 *м*	14	Двухрядн. рад.	506	0,59	1,345	1,120	25,2	6,7	Ред.	0,538
Райт	Gr-1820-G-105-A	90	750—2300 на высоте 5500 *м*	9	Рад.	577	0,77	1,220	1,400	29,9	6,3	Ред.	0,588
Райт	GR-1820-G-108-A	90	750—2300 на высоте 5500 *м*	9	Рад.	577	0,770	1,220	1,400	29,9	6,3	Ред.	0,588

Продолж. табл. 43

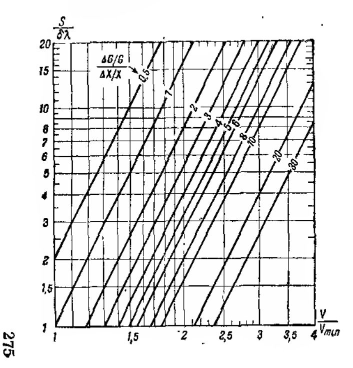
Фирма	Модель	Октановое число	Номинальная мощность и об/мин. на уровне моря	Число цилиндров	Расположение	Сухой вес, *кг*	Вес на 1 *л. с.*, *кг*	Длина, *м*	Ширина или диаметр, *м*	Емкость, *л*	Степень сжатия	Передача на винт	$\frac{100C_{sm}}{V\ км/час}$
Пратт-Уитней «Хорнет»	S-13-E-G	87	750—2250 на высоте 1220 *м*	9	Рад.	460	0,590	1,295	1,385	27,7	6,5	Ред. 3 : 2	0,570
Пратт-Уитней «Хорнет»	S-2-E-G	87	750—2250 на высоте 760 *м*	9	Рад.	460	0,590	1,295	1,385	27,7	6,0	Ред. 3 : 2	0,570
Пратт-Уитней «Хорнет»	S-1-E-G	87	750—2250 на высоте 2140 *м*	9	Рад.	460	0,590	1,295	1,385	27,7	6,5	Ред. 3 : 2	0,545
Пратт-Уитней «Хорнет»	S-1-E	87	750—2250 на высоте 2140 *м*	9	Рад.	443	0,500	1,120	1,400	27,7	6,5	Прямая	0,463
Пратт-Уитней «Хорнет»	S-1-E-2-G	87	750—2250 на высоте 2140 *м*	9	Рад.	485	0,545	1,270	1,400	27,7	6,5	Ред.	0,575
Райт	R-1820-G-5	87	750—2100 на высоте 4630 *м*	9	Рад.	506	0,635	1,090	1,370	29,9	6,5	Прямая	0,488
Райт	GR-1820-G-5	87	750—2100 на высоте 4630 *м*	9	Рад.	550	0,725	1,220	1,370	29,9	6,5	Ред.	0 575
Райт «Циклон»	SGR-1820-P-2	87	750—1950 на высоте 790 *м*	9	Рад.	431	0,635	1,215	1,375	29,9	6,4	Ред. 16 : 11	0,588
Райт «Циклон»	R-1820-F-56	87	755—2100 на высоте 3450 *м*	9	Рад.	443	0,590	1,105	1,375	29,9	6,4	Прямая	0,494
Райт «Циклон» . . .	GR-1820-F-52	87	760—2100 на высоте 1770 *м*	9	Рад.	486	0,635	1,295	1,375	29,9	6,4	Ред. 16 : 11	0 575
Райт	GR-1820-F-62	87	760—2100 на высоте 1770 *м*	9	Рад.	492	0,635	1,220	1,370	29,9	6,4	Ред.	0 575
Райт «Циклон»	R-1820-F-2	87	768—1950 на высоте 610 *м*	9	Рад.	433	0,545	1,100	1,365	29,9	6,4	Прямая	0,513
Райт	R-1820-F-52	87	775—2100 на высоте 1770 *м*	9	Рад.	450	0,545	1,090	1,370	29,9	6,4	Прямая	0,482
Райт	GR-1820-63-B	87	820—2100 на высоте 2680 *м*	9	Рад.	537	0,635	1,220	1,370	29,9	6,2	Ред.	0 563
Райт «Циклон»	GR-1820-G-3	87	840—2100 на высоте 2650 *м*	9	Рад.	537	0 635	1,215	1,375	29,9	6,5	Ред. 16 : 11	0,563
Райт «Циклон»	GR-1820-G-2	87	850—2100 на высоте 1770 *м*	9	Рад.	537	0,635	1,215	1,375	29,9	6,5	Ред. 16 : 11	0,563
Райт «Циклон»	GR-1820-G-1	87	850—2100 на высоте 915 *м*	9	Рад.	537	0,635	1,215	1,375	29,9	6,5	Ред. 16 : 11	0,563
Райт	GR-1820-G-103-A	90	860—2300 на высоте 3800 *м*	9	Рад.	572	0,635	1,220	1,40	29,9	6,3	Ред.	0,575
Рено (Renault)	18-J	—	880—2100	18	V-образн. жидкостн.	588	0,680	1,260	0,980	—	—	Прямая	0,482
Пратт-Уитней «Твин-Уосп»	SC-3-G	87	900—2550	14	Двухрядн. рад.	641	0,590	1,525	1,22	30,0	6,7	Ред.	0 520
Пратт-Уитней «Твин-Уосп»	SBG	87	900—2450 на высоте 1980 *м*	14	Двухрядн. рад.	560	0,545	1,360	1,22	30,0	6,5	Ред. 3 : 2	0,532
Райт «Циклон»	GR-1820-G-102	95	900—2200 на высоте 1830 *м*	9	Рад.	579	0,635	1,215	1,40	29,9	6,7	Ред. 16 : 11	0 545

Продолж. табл. 43

Фирма	Модель	Октановое число	Номинальная мощность и об/мин. на уровне моря	Число цилиндров	Расположение	Сухой вес, *кг*	Вес на 1 *л. с.*, *кг*	Длина, *м*	Ширина или диаметр, *м*	Емкость, *л*	Степень сжатия	Передача на винт	$\frac{100\ C_{sm}}{V\ км/час}$
Райт	GR-1820-G-102-A	90	900—2300 на высоте 2040 *м*	9	Рад.	572	0,635	1,220	1,40	29,9	6,3	Ред.	0,570
Пратт-Уитней «Твин-Уосп»	S-3-C-3-G	100	950—2700 на высоте 4350 *м*	14	Двухрядн. рад.	641	0 545	1,525	1,22	30,0	6,7	Ред.	0,500
Испано-Сюиза	18-Sp	—	1000—2500	18	V-образн. жидкостн.	540	0,545	1,980	0,85	—	—	Прямая	0,482
Часть V. Моторы мощностью свыше 1000 *л. с.*													
Фиат	AS-3	—	1000—2000	12	V-образн. жидкостн.	805	0,810	1,755	1,45	—	7,0	Ред.	—
Изотта	18	—	1000—1600	18	V-образн. жидкостн.	760	0,770	2,160	1,06	—	—	Прямая	0,525
Аллисон	V-1710-C-6	87	1000—2600	12	V-образн. жидкостн.	582	0,590	2,400	1,08	28,0	6,0	Ред. 2 : 1	0,570
Пратт-Уитней «Твин-Уосп»	S-1 C-3-G	100	1050—2550 на высоте 2290 *м*	14	Двухрядн. звезда	642	0,500	1,525	1,22	30,0	6,7	Ред.	0,507
Райт	GR-2600-A-2	95	1200—2100 на высоте 1650 *м*	14	Двухрядн. звезда	852	0,680	1,575	1,40	42,7	6,8	Ред.	0,532
Райт	GR-2600-A-5-A	95	1275—2300 на высоте 3660 *м*	14	Двухрядн. звезда	873	0,680	1,575	1,40	42,7	6,8	Ред.	0,538
Райт	GR-2600-A-2-A	95	1350—2300 на высоте 1525 *м*	14	Двухрядн. звезда	863	0,635	1,575	1,40	42,7	6,8	Ред.	0,532
Аллисон	XB-3420	—	2000	24	V-образн. жидкостн.	—	—	—	—	—	—	Ред.	—
Райт	—	—	2000	18	Двухрядн. звезда	—	—	—	—	—	—	Ред.	—
Фиат	AS-6	—	2800—3200	24	V-образн. жидкостн.	1900	0,680	—	—	—	8,0	Ред.	—

Сокращения.

Рад. — звездообразный. Ряд. — рядный. Противп. — с противоположно расположенными цилиндрами. Пер.-рядн. — перевернутый рядный. Ред. — с редуктором. Прямая — с прямой передачей на винт. Жидкостн. — жидкостного охлаждения.



Фиг. 289. Возможная дополнительная полезная нагрузка на самолет при уменьшении минимального сопротивления на 1%.

S — площадь крыла; σ — площадь эквивалентной пластинки, имеющей $c_x = 1,28$, соответствующая вредному и минимальному профильному сопротивлениям; R — удлинение эквивалентного моноплана для заданного индуктивного сопротивления.

Данные. Моноплан Нортроп Вега, $G = 745$ *кг*; $S = 12,8$ *м*²; $\sigma = 0,354$ *м*²;

$$l = 9,85\ м;\ \lambda = \frac{l^2}{S} = 7,5;$$

$$\frac{S}{\sigma\lambda} = \frac{12,8}{0,354 \cdot 7,5} = 4,8;\quad V_{min} = 93\ км/час;\ \text{при}\ V = 242\ км/час\ \ \frac{V}{V_{min}} = 2,6.$$

По фиг. 289 находим

$$\frac{\frac{\Delta G}{G}}{\frac{\Delta X}{X}} = 9.$$

Следовательно, уменьшение сопротивления на 1% позволит увеличить вес на 9% при той же скорости самолета и мощности мотора.

Таблица 44

Внутренние размеры кабин некоторых американских самолетов 1938 г.

(размеры, *м*)

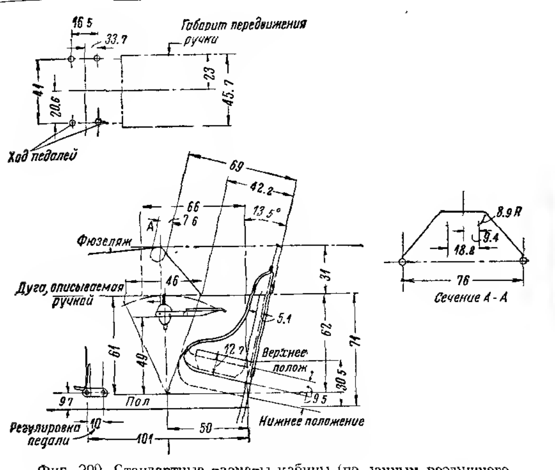
Фирма и модель самолета	Число[2] мест	Ширина максимальная или у заднего сидения	Высота максимальная	Длина[3]	Высота сидения	Ширина сидения	Длина сидения	Число мест в ряду	Число рядов	Расстояние между спинками сидений	Ширина прохода
Пайпер Куб J-3 . .	2	0,660	1,170	1,725	0,254	0,610	0 407	1	2	0.710	—
Аэроика «K»	2	0,915	1,120	1,015	—	0,865	0,356	2	1	—	—
Стирмэн-Хэммонд «Y»	2	0,965	1,270	1,140	—	0,483	0.457	2	1	—	—
Рируин 6000	2	0,585	—	1,830	0,203	0.458	0 381	1	2	1,015	—
Гвии Эйркар . . .	2	1,140	1,140	1,675	0,203	1,160	0,457	2	1	—	—
Стар Кавалиер . . .	2	0,815	1,120	1,015	0.254	0,407	0.407	2	1	—	—
Ласком Фактом . . .	2	1.015	1,170	1.525	0,305	0,965	0.407	2	1	—	—
Райан SC	3	1,090	1,295	1,905	0.305	1,135	0,356	2—1	2	0,610	—
Белланка 1r	3	0,890	1,090	2,260	0.203	0.381	0 381	2—1	2	—	—
Фейрчайлд 24	4	1,065	1,220	1,780	0 355	0,381	0,381	2	2	0,915	—
Вако S, C, N	4	1,140	1,525	2,440	0,355	1 2[illegible]0	0 457	2	2	1,015	—
Цессиа 38 . . .	4	0,915	1,065	1.725	—	0,915	0 381	2	2	0,762	—
Ховард DGA-9 . . .	4	1,120	1,270	2,385	—	1,160	0.457	2	2	1,065	—
Груммаи G-21 . .	4	1.525	1,725	3,300	0.305	0,457	0,508	2	2	1,015	0 305
Фейрчайлд 45	5	1,295	1,420	2,790	0 305	0,432	0,432	2—3	2	0,915	0,153
Стиисон Релайант .	5	1,320	1,470	2.030	0.407	0,457	0.407	2—3	2	1,015	—
Бич 18	6	1,370	1,550	3,150	0,355	0,381	0,457	Различное расположение		—	0,203
Барклей-Гроу T-8-P	7	1,420	1,525	3,810	0 380	0,457	0,407	2	4	0,865	0 254
Вулти V-1-A	8	1,475	1,725	3,300	0 380	0,407	0,457	2	4	0,840	0 305
Стиисон Tri . . .	10	1,220	1,675	4,570	0,380	0,407	0,407	2	5	0,865	0 153
Локхид Электра . .	10	1,675	1,780	4,830	0,355	0.407	0,381	2	5	0,762	0 305
Локхид 14	11	1,675	1,905	5 800	0,407	0,457	0,407	2	6	0,840	0.381
Дуглас DC-3	24	2.360	1.980	7,920	0,380	0,457	0.457	4	8	0,990[4]	0,508
Юикерс 90[1]	30	3,045	1,780	10.400	0.407	0,625	0,457	4	10	0,990[4]	0,508
Мартии-Клиппер . .	36	3,200	1,980	9.520	0,380	0,457	0,407	4	10	0,990[4]	0.457
Дуглас DC-4	40	3.250	2,260	11,900	—	0,508	0 457	4	10	1,14[4]	0,762
Боинг 247-D	10	1,525	1,830	6.100	0,355	0.508	0.457	2	5	1,015	0,381

[1] Германский транспортиый самолет.

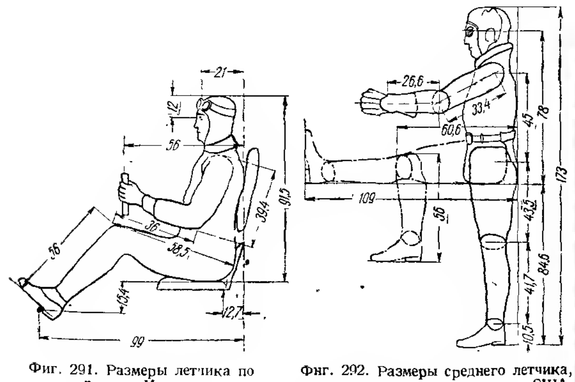
[2] Исключая места экипажа, если они находятся отдельно от главной кабины.

[3] Длина только пассажирского помещения.

[4] Действительиое расстояние вдвое больше, так как пассажиры садятся лицом друг к другу.



Фиг. 290. Стандартные размеры кабины (по данным воздушного корпуса США) в *см.*



Фиг. 291. Размеры летчика по данным Мунро.

Фиг. 292. Размеры среднего летчика, принятые воздушным корпусом США.

Таблица 45

Анализ весов самолетов

(из «Авиационного справочника» Уорнера и Джонстона)

Тип самолета / Наименование	1-E CM	1-I CM	3-I CM	4-I CM	1-O B	1-O B	Большой CB	Военный CB
Полетный вес, *кг*	1033	2517	5942	11000	1220	1785	8100	1276
Полная полезная нагрузка, *кг*	317	1043	2413	4241	449	674	2740	370
Вес пустого самолета, *кг*	716	1474	3529	6759	771	1111	5360	906
Анализ веса элементов пустого самолета (вес пустого самолета принят за 100%)								
I. Конструкция	53,4	51,3	46,4	49,6	51,2	48,4	49,7	50,2
А. Группа крыла	23,9	26,4	23,1	23,6	23,5	20,3	22,1	17,6
Б. Хвостовое оперение	3,9	2,5	2,2	2,5	3,9	3,2	2,1	2,7
В. Фюзеляж с шасси	25,3	22,4	21,1	23,4	23,8	24,9	25,5	29,9
1. Фюзеляж	16,4	11,4	12,0	15,0	14,8	16,6	18,0	16,9
2. Шасси	8,9	11,0	9,1	8,4	9,0	8,3	7,5	13,0
II. Силовая установка	38,8	33,1	38,4	34,0	38,6	41,7	30,8	45,6
А. Моторная группа	28,1	24,1	30,4	25,3	29,4	32,0	16,4	34,5
1. Моторы (сухой вес)	25,3	23,6	29,6	24,5	26,6	28,7	14,5	33,1
2. Принадлежности	1,5	—	—	—	2,2	2,8	1,4	1,1
3. Управление	0,3	0,5	0,8	0,8	0,6	0,5	0,4	0,3
Б. Винт	5,4	2,8	4,0	3,6	4,2	3,7	4,6	4,5
В. Система запуска	1,5	1,0	1,0	1,4	1,6	1,5	1,0	1,7
Г. Система смазки	0,7	0,6	0,7	0,7	0,7	0,7	0,7	1,4
Д. Система горючего	3,1	4,6	2,3	3,0	2,7	3,8	2,5	3,5
III. Несъемное оборудование	8,1	15,6	15,2	16,4	10,2	9,9	19,5	4,2
А. Приборы	0,8	0,8	0,6	0,4	0,9	0,9	0,5	0,6
Б. Управление рулями и элеронами	3,1	1,4	1,5	1,3	2,2	2,3	2,1	1,6
В. Меблировка	3,7	11,8	11,8	13,1	6,7	6,2	15,2	1,7
Г. Электрооборудование	0,5	1,6	1,3	1,6	0,4	0,5	1,7	0,3
Удельные веса и нагрузки								
I. Группа крыла, кг/м²	7,6	10,9	10,3	13,0	6,7	7,9	8,5	7,1
II. Хвостовое оперение, кг/м²	5,2	—	—	—	5,9	6,2	5,1	6,1
III. Система охлаждения, кг/л. с	—	—	—	—	-	—	0,25	—
IV. Система смазки, г/л	270	—	—	—	131	155	250	404
V. Система горючего, г/л	116	137	60	76	86	113	79	84
VI. Выхлоп	—	50	50	50	54	54	—	14
VII. Нагрузка на л. с., кг/л. с.	6,0	5,9	4,67	4,76	5,4	4,26	6,76	3,13
VIII. Нагрузка на крыло, кг/м²	46	71	75	90	45	63	68	55

Обозначения. 1—одномоторный; 2—двухмоторный и т. д.
E—наружные расчалки; I—внутренние расчалки; C—закрытый; O—открытый; M—моноплан; B—биплан.

Анализ весов самолетов

Тип самолета / Наименование	1 военный WB	1 военный LB	1 военный LB	1 военный WB	1 военный LB	1 военный SW	Коммерческий SA
Полетный вес, *кг*	1687	1568	1148	3558	3345	6359	5670
Полезная нагрузка, *кг*	587	587	317	1567	1567	3456	2268
Вес пустого самолета, *кг*	1100	981	831	1991	1778	2903	3402
Анализ весов элементов самолета (вес пустого самолета принят за 100%)							
I. Конструкция	55,1	49,6	53,9	65,6	61,4	50,7	62,0
А. Группа крыла	21,4	24,1	28,7	25,4	28,4	19,8	25,7
Б. Хвостовое оперение	2,5	2,8	3,3	3,0	3,2	4,5	2,5
В. Фюзеляж с шасси	31,2	22,7	21,9	37,2	29,8	26,4	33,4
1. Фюзеляж	12,5	14,0	15,1	16,3	18,3	24,3	23,2
2. Шасси колесное	—	8,7	6,8	—	11,5	—	8,4
3. Шасси поплавковое	18,7	—	—	20,9	—	2,1	1,8
а) главный поплавок	14,2	—	—	18,0	—	—	—
б) расчалки и стойки главного поплавка	1,7	—	—	2,9	—	—	—
в) подкрыльные поплавки	2,1	—	—	—	—	2,0	—
г) расчалки и стойки подкрыльных поплавков	0,7	—	—	—	—	0,1	1,8
II. Силовая установка	39,7	44,5	39,1	26,5	29,7	40,4	31,4
А. Моторная группа	30,6	34,5	29,9	18,5	20,8	27,9	24,7
1. Моторы (сухой вес)	28,3	31,9	28,1	17,2	19,3	26,5	21,8
2. Принадлежности	1,9	2,1	1,1	1,0	1,1	1,0	2,3
3. Управление	0,4	0,5	0,7	0,3	0,4	0,4	0,6
Б. Винты	3,7	4,1	4,1	2,4	2,7	5,3	3,3
В. Система запуска	1,5	1,6	1,5	0,8	0,9	0,9	1,0
Г. Система смазки	0,6	0,6	1,0	0,6	0,7	1,2	0,8
Д. Система горючего	3,3	3,7	2,6	4,2	4,6	5,1	1,6
III. Несъемное оборудование	5,2	5,9	7,0	7,9	8,8	8,9	6,6
А. Приборы	0,7	0,7	0,9	0,9	1,0	1,2	0,5
Б. Управления рулями и элеронами	2,2	2,6	3,1	2,3	2,5	1,7	1,0
В. Меблировка	2,0	2,3	3,0	3,0	3,4	3,9	4,8
Г. Электрооборудование	0,3	0,3	—	1,7	1,9	2,1	0,3
Удельные веса и нагрузки							
I. Группа крыла, кг/м²	8,0	5,0	7,0	8,3	8,3	5,2	12,9
II. Группа хвостового оперения, кг/м²	5,0	5,0	5,5	5,5	5,5	4,7	6,9
III. Система охлаждения, г/л. с.	—	—	—	—	—	—	—
IV. Система смазки, г/л	250	250	800	207	207	158	542
V. Система горючего, г/л	110	110	143	109	109	52	47
VI. Выхлоп, г/л. с.	9	9	13	9	9	9	—
VII. Нагрузка на 1 л. с., кг/л. с.	3,76	3,54	5,39	6,8	6,35	5,7	4,53
VIII. Нагрузка на крыло, кг/м²	57	53	35	59	55	55	77

Обозначения. 1—один мотор; 2—два мотора и т. д.
L — сухопутный самолет; W — гидросамолет; B — биплан; A — амфибия. S — полутораплан.

Вес авиационных материалов

Удельный вес металлов

	г/см³
Алюминий литой	2,56
Алюминий катаный	2,70
Дуралюмин	2,81
Латунь	8,52
Латунь листовая	8,45
Бронза	8,20
Алюминиевая бронза	7,70
Кадмий	8,65
Хром	6,50
Медь	8,93
Железо	7,30
Железо литое	7,20
Железо кованое	7,85
Свинец	11,38
Магний	1,74
Сера	13,55
Марганец	7,42
Никель	8,80
Серебро	10,53
Сталь	7,86
Олово	7,30
Ванадий	5,60
Цинк	7,10
Платина катаная	22,10
Платина-проволока	21,10
Сплав Дау (91,8% Mg, 8% Al, 0,2% Mn)	1,80

Вес жидкостей

	кг/л
Бензин	0,72
Масло	0,90
Вода пресная	1,00
Вода соленая	1,02
Спирт	0,80
Бензол	0,85
Этиленгликоль (престон)	1,12
Касторовое масло	0,97
Смесь (25% спирта и 75% касторового масла)	0,93

Вес дерева (при влажности 15%)

	г/см³
Яблоня	0,77
Ясень (белый)	0,65
Бамбук	0,36
Черешня	0,69
Бальза	0,16
Кедр	0,47
Пробковый дуб	0,25
Вишня	0,58
Гикора	0,82
Красное дерево	0 55
Горный (сахарный) клен	0,69
Дуб (белый или красный)	0,72
Сосна (белая)	0,43
Тополь (желтый)	0,44
Спрус (восточный)	0,43
Спрус (западный)	0,43
Ореховое дерево	0,63

Вес различных материалов

	г/см³
Воздух (стандартный)	0.001293
Асбест	2,46
Целлулоид	1,40
Войлок	0.28
Фибра	1,28
Бакелит	1,28
Вулканит	1.28
Бакелит (слюда)	1,37
Слюда	1.55
Стекло	2,50—2,58
Триплекс	2,58
Двойное стекло	2,63
Кожа (сухая)	0,58
Кожа (жирная)	1,02
Бумага	0,92
Резина (губчатая)	0,54
Резина (амортизационная)	1,16
Резина (гибкие трубки)	1,16
Резина уплотнительная	1,80
Асбестовые прокладки	1,01

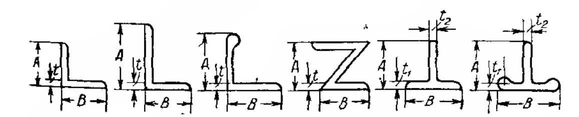
Краски и лаки

	Вес покрытия (относится к 1 $м^2$ поверхности крыла)
3 слоя бесцветного покрытия 3 слоя алюминиевого покрытия 2 слоя бериллоидного лака 1 слой растворителя	0,195 $кг/м^2$
5 слоев бесцветного покрытия 2 слоя покрытия с пигментом 1 слой наружного бесцветного покрытия 507	0,193 $кг/м^2$
1 слой грунтовки окисью железа	34 $г/м^2$
1 слой алюминиевой эмалевой краски	17 »
1 слой покрытия, предохраняющего от выцветания	120 »
1 слой серой эмалевой краски, применяемой в Морском министерстве (Marine)	98 $г/м^2$
1 слой эмалевой краски (varnish)	73 »
1 слой лака	14 »
Вес обшивки с четырьмя бесцветными покрытиями и двумя слоями цветного лака (большие крылья) на металле (с одной стороны)	0,810 $кг/м^2$
1 слой грунтовки окисью железа	24 $г/м^2$
1 слой битумного лака с алюминиевым пигментом	45 »
1 слой серой эмалевой краски, применяемой в Морском министерстве (Marine)	71 »
Вес обшивки с покрытием (малые крылья)	0,910 $кг/м^2$
Защитное покрытие лаком (фанерные крылья)	0,630 »
То же (крыло с металлической обшивкой)	0,730 »
Защитное покрытие каркаса крыла (*кг*) около	$0{,}138\sqrt{S}$
Целлофановая лента шириной 15,8 *мм* толстая	1,8 $г/м^2$
То же 15,8 *мм* тонкая	1,4 »

Таблица 46

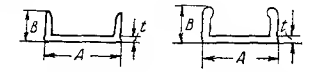
Профили из алюминиевого сплава (дуралюминовые)

Размеры в дюймах (1 дюйм = 25,4 *мм*)



Равнобокие угольники: Размеры A	t	Вес кг/м	Неравнобокие угольники: Размеры A	B	t	Вес кг/м	Z-образный профиль: Размеры A	B	t	Вес кг/м
1/2	1/16	0,10	3/4	3/8	3/32	0,16	7/8	9/16	0,060	0,21
5/8	3/32	0,19	1 1/2	1	5/32	0,64	1 1/4	9/16	0,075	0,30
3/4	1/16	0,16	1 3/4	1 1/8	3/16	0,91	1 1/4	3/4	3/32	0,43

Равнобокие угольники			Неравнобокие угольники				Тавровые				
Размеры		Вес кг/м	Размеры			Вес кг/м					Вес кг/м
A	t		A	B	t		A	B	t_1	t_2	
3/4	1/8	0,31	1 3/4	1 1/4	3/16	0,95	1	0,900	0,070	0,090	0,28
3/4	3/32	0,21	2	1 1/4	3/16	1,04	1 1/4	1	1/8	1/8	0,45
3/4	3/16	0 45	2	1 1/2	3/16	1,12	1 1/2	1 1/2	1/16	1/16	0 30
9/16	0,040	0,07	2 1/2	1 1/4	3/16	1,22	1 5/8	1/8	1/8		0,34
1	1/16	0,21	2 1/2	2	1/8	1,0	1 1/2	1 31/32	3/16	3/32	1,03
1	3/32	0,33	2	1 1/4	1/8	0,70	2	1 3/4	1/8	9/32	1,37
1	1/8	0,42	Бульбовые угольники				2 1/8	2	1/2	3/16	2,36
1 1/4	1/8	0,53					Тавровые с утолщением (бульбовые)				
1 1/4	3/16	0,79	7/8	1/2	1/16	0,19					
1 1/2	3/16	0,95	7/8	9/16	1/16	0,19	2 1/8	2	1/8	5/32	1,10
1 1/2	5/32	0,61	1	5/8	0,050	0,16	2 1/4	1 1/2	1/8	1/8	0,91
1 3/4	1/8	0,76	1	11/16	1/16	0,22	2 3/16	2	5/32	—	1,44
1 3/4	3/16	1,12	1 1/8	3/4	0,075	0,28	2 3/8	1 1/2	3/16	3/16	1,43
2	1/8	0,88	1 1/4	1 1/4	3/32	0,40	2 5/16	1 1/2	3/32	5/32	1,12
2 1/2	3/16	1,64	1 5/16	3/4	3/32	0,42	2 7/8	2	3/16	—	1,79
							3 3/8	1 1/2	3/16	—	1,79
							3 3/8	2 7/32	3/16	3,16	2,07



Швеллер				Швеллер с утолщением (бульбовый)			
Размеры			Вес кг/м	Размеры			Вес кг/м
A	B	t		A	B	t	
7/8	3/8	1/16	0,16	2 21/32	1 1/4	1/8	1,13
7/8	3/8	3/32	0,21	2 23/32	5/8	1/8	0,86
1	3/8	1/8	0,36	2 29/32	1 1/4	1/8	0,98
1	1/2	3/32	0,31				
1 1/4	1/2	1/8	0 54				
1 1/4	11/16	3/32	0,42				
2 3/8	1 1/4	3/16	1,52				

Таблица 47

Амортизационные стойки

Фирма	Тип стойки	Диаметр поршня, *см*	Максимальная нагрузка на две стойки, *кг*	Вес двух стоек, *кг*	Нормальная длина, *см*
Клевленд	CV-16	4,1	680	8,2	58
	CV-20	5,1	910	9,5	58
	CV-26	6,7	1800	13,6	63
	CV-30	7,6	2700	15,6	63
	CV-L	7,6	2700	12,0	36
	CV-35	8,9	3630	20,8	65
	CV-40	10,1	4530	25,4	65
	CV-45	11,4	5450	30,7	75
	CV-47	9,5	6800	32,6	69
	CV-12	3,2	205	2,4	42
Эйркрафт Продакт	B	3,8	910	5,9	—
	J	5,1	1630	9,5	—
	—	5,7	2540	15,0	—

Таблица 48

Колеса

Размеры, дюймы	Рабочая нагрузка, *кг*	Диаметр втулки, *мм*	Вес, *кг*				
			Простое колесо			Тормозное колесо	
			Бендикс	Даитон	Кельсэй-Хэйвс	Бендикс	Кельсэй-Хэйвс
14×3	182	19,0	—	1,4	1,4	—	—
	—	31,7	—	—	—	—	—
18×3	215	31,7	—	2,7	2,3	—	—
24×3	250	38,0	—	3,1	3,4	6,8	—
24×4	363	38,0	—	—	3,6	—	—
28×4	453	43,0	—	5,7	5,2	7,7	8,4
30×5	725	55,6	5,9	—	5,8	10,4	10,9
32×6	1000	55,6	8,2	8,6	8,5	13,1	—
36×8	1800	68,0	9,1	11,8	12,9	14,0	—
44×10	2700	81,0	18,2	30,4	—	29,5	—
54×12	4080	100,0	—	—	—	45,3	—

Таблица 49

Пневматики Гудиир

Размеры пневматика		Вес, *кг*						Нагрузка на пневматик *кг*
A × B дм	C дм	покрышки	камеры	клапана	корпуса	колеса[1] и тормоза	полный	
12×5	3	1,60	0,45	—[3]	1,6	—[2]	3,6	272
16×7	3	2,85	0 68	—	1.6	3,7	8.8	500
18×8	3	3,93	0,86	—	1.6	3,7	10,1	635
19×9	3	4,85	1.08	—	1,6	3,7	11,2	700
22×10	4	6,00	1.31	0,45	4.1	6,65	18,4	723
25×11	4	6,9	1,58	0,45	4,1	6,65	19,65	882
27×12	5	11,4	2 26	0 56	5.43	10.0	29 6	
29×13	5	13,6	2,58	0,56	5.43	10,0	32,1	
30×13	6	14,7	2,8	0.95	7.25	12.05	37,8	
35×15	6	21,7	3,48	0.95	7,25	12,05	45.2	
40×18	7	34 4	5,02	1,20	12,65	20,6	73,8	
41×18	8	37.7	5,1	1,31	16.3	26,2	86 5	
44×20	8	43,4	6,5	1,45	16,3	26,2	94,0	
45×20	10	61,0	9,05	—	—	—	—	

Таблица 50

Покрышки и камеры Гудиир

(для самолетов)

Размеры пневматика дм	Вес, *кг*			Давление воздуха *кг/см²*	Безопасная нагрузка *кг*
	покрышки	камеры и клапана	полный		
10 × 3	0,86	0.18	1,04	4,00	181,0
14 × 3	1,63	0,32	1,95	4 00	226,0
18 × 3	2,04	0.41	2.45	4,00	248,0
16 × 3	2,08	0.41	2,49	4.00	339.0
20 × 4	3,35	0,54	3,89	4,00	372,0
24 × 4	3,44	0,77	4,21	3,65	384.0
26 × 4	3,71	0.86	4,57	3.65	339,0
26 × 5	4,43	1,04	5,47	3 65	610 0
30 × 5	5,66	1,22	6,88	3,65	724,0
32 × 6	7,2	1,40	8,60	4.00	995,0
36 × 8	14,7	2,30	17,00	4,38	1810.0
44 × 10	25,3	4 25	29,55	4.75	2940,0
54 × 12	47,9	7,47	55.37	5,10	4520,0

[1] Включая втулку и роликовые подшипники.
[2] Без тормоза.
[3] Для втулок диаметром меньше 10 *см* клапан не применяется.

Таблица 51

Покрышки и камеры Гудрич

Размеры, дм	Тип пневматиков	Число слоев	Вес, *кг*		Диаметр, *мм*	Вес, *кг/м*	
			пневматика	камеры		амортизационного шнура	бензинового амортизатора
14×3	Гладкие	4	1,5	0,28	4,8	—	0.016
18×3	»	2	1,3	0,30	6,3		0,028
20×4	»	4	2.7	0 51	8,0	—	0,043
30×4	Нескользкие	4	3,3	0 51	9,5	0.074	0 073
26×4	»	4	4.2	0.52	12.7	0.134	0.134
28×4	Гладкие	4	3,7	0.77	15 9	0 212	0.212
30×5	»	4	4,8	1,05	19,0	0,310	
30×5	Нескользкие	4	6,2	1,05			
32×6	Гладкие	4	6 5	1,33			
32×6	»	6	7.3	1,33			
32×6	Нескользкие	4	7,3	1,33			
32×6	»	6	8.0	1 33			
36×8	Гладкие	6	11,8	2,16			
36×8	»	8	13.7	2.16			
40×10	Нескользкие	8	21 5	3,28			
44×10	Гладкие	8	22 8	3.97			
44×10	»	12	32 5	3,97			
54×12	»	10	44.0	6.85			
26×3	»	4	2.5	0.42			
26×4	»	4	3,7	0.64			
750×125 *мм*	»	4	4 9	0 86			

Амортизационные прокладки (шайбы) Гудрич

Масса *г/м*^{3}	Вес, *г*
7.863	0.9
23,101	1.3
16.035	1.1

Таблица 52

Хвостовые колеса и пневматики Гудрич

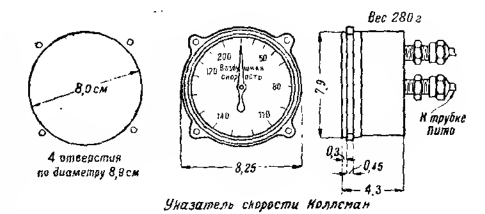
№ по каталогу	Размеры *мм*	Полетный вес нагруженного самолета *кг*	Тип		Полный вес *кг*
601	150 × 63	До 1360	Губчатая резина		1,3
632	150 × 63	2260	Сплошная »		1,4
623	150 × 63	3170	» »		1,4
1004	250 × 75	1814	Губчатая »		2.9
1015	250 × 75	2720	Сплошная »		3,0
1026	250 × 100	2499	Губчатая »		5,3
1037	250 × 100	4080	Сплошная »		5 6
Пневматик	250 × 75	1496	Четырехслойная	гладкая	2 3
»	300 × 100	2177	То же	безопасная	2.8
»	125 × 75	2260	»	гладкая	4.2
»	175 × 100	3400	»	»	7,0
»	150 × 250	4530	»	»	8,5

Примечание. Все втулки сделаны из алюминия.

Таблица 53

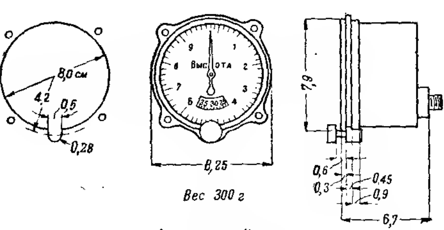
Приборы

Наименование прибора	Тип прибора	Вес, *кг*
Дальномер «Пионер»	351	0,317
Указатель скорости Эйркрафт Контрол	—	0,218
То же Морского ведомства, 7-*см*, круглый циферблат	—	0,218
» «Пионер» круглый циферблат	359	0,590
» » » »	735-9	0,381



Указатель скорости Коллсман

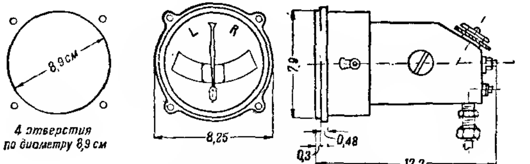
Указатель скорости Коллсман	—	0,268
Альтиметр Коллсман (0—6000)	—	0,258
То же Морского ведомства	—	0,408
» «Пионер» с циферблатом 15 *см*	360	0,816
» Тейлор (0—3000)	33531	0,426
» (0—10600)	С-5	0,508



Вес 300 г

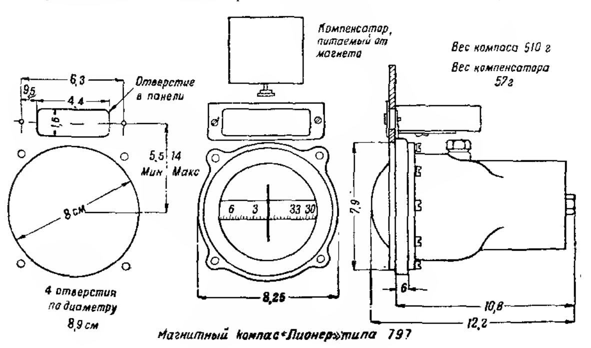
Альтиметр Коллсман

Наименование прибора	Тип прибора	Вес, *кг*
Креномер «Пионер»	350	0,136
Указатель поворота «Пионер»	39905-X-STD	0,590
То же	385	0,590
»	103-C	0,544



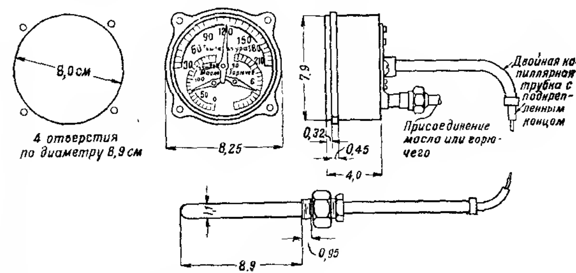
Указатель поворота «Пионер» типа 385-8

Варнометр «Пионер» (весь агрегат)	1042	0.816
То же (точный)	374-C	0,816
Часы Эйркрафт Эльджнн с заводом на 8 дней, тип А-6	757-B	0,181
То же «Пионер» (вделанные)	394	0,227
» » завод на 8 дней	126	0,272
» » Rim Wind	375	0,227
Подставка для часов «Американ инструмент К°»	37858-1	0,018
Компас-подставка с алидадой	—	0,272
Апериодический компас	D-7	1,392
То же (компенсатор апериодического компаса)	D-7	0,095
Съемный компас	—	4,481
Индукционный компас «Пионер»	301-D	—



Магнитный компас «Пионер» типа 797

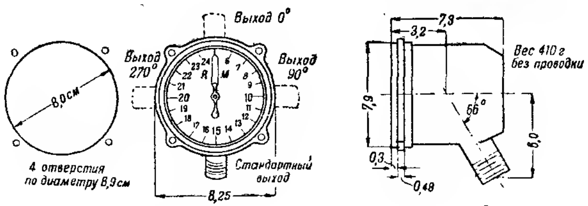
Наименование прибора	Тип прибора	Вес, *кг*
Регулятор	—	0,499
Гибкий вал	—	89 *г/м*
» кожух	—	134 »
» кабель	—	74 »
Генератор	—	4,354
Индикатор	389	0,317
Компас 20-А	356-С	0,880
Магнитный компас	—	2,776
То же	—	1,111
» «Пионер»	780	1,043
Магнитный компас «Пионер»	145	1,950
То же	192	1,043
»	941	0,907
»	383	0,907
Солнечный компас Бумстед	334	0,680
Индикатор скорости «Пионер»	82-Е	1,179
Указатель тока бензина «Пионер»	370	0,453
Гидростатический указатель горючего на 1360 *л*	—	0,363
То же Коллсмана	—	0,263
» бензиновый кран-переключатель на 1360 *л*	—	0,286



Гидростатический указатель горючего Коллсман

Наименование прибора	Тип прибора	Вес, *кг*
Гидростатическая бензиновая помпа	—	0,127
Измеритель уровня бензина «Пионер»	162-В	0,317
То же «Пионер» с 760-*мм* трубкой № 118	F-162	0,136
Бензиновый манометр	—	0,286
То же «Пионер»	505	0,181
Измеритель уровня горючего с визиром «Пионер»	343	0,272
Уклономер шариковый	—	0,104
» поперечный	—	0,136
Октант «Пионер»	206-В	1,270
Масляный манометр «Манометр К^0», тип В-2	—	0,163
Термометр для масла с 1,52-метровой трубкой и пузырьком	—	0,408
То же с 2,44-метровой трубкой и пузырьком, тип А-5	—	0,453
»	506	0,558

Наименование прибора	Тип прибора	Вес, *кг*
Термометр для масла испарительный «Пионер» с трубкой 3,66 *м*	506	0,499
То же с трубкой 6,1 *м*	—	0,589
» жидкостный «Пионер» с трубкой 3,66 *м*	15	0.589
То же с трубкой 6.1 *м*	—	0,726
Трубка Пито Эйркрафт Контрол	39906	0,172
То же «Пионер»	p5f	0,181
» тип В-5	—	0,131
Термометр для престона. тип А-6	—	0,467
Указатель скорости и сноса «Пионер»	54	1,089
Регулятор скорости «Пионер»	93	0,090
» наддува	B-1	0 304
Тахометр электрический Уитстона	545	0.594
Магнето к тахометру Уитстона	544	0 599
Механический тахометр Уорнера	424	0,313
Тахометр «Пионер»	347	0.408
»	—	0,363



Центробежный тахометр Пионер типа 347-В

Гибкий вал к тахометру	A-1-OK-38	0,408
» » » » 6-7-М-20-А	—	1,814
» » » »	0,446	0,744 *кг/м*
Указатель температуры воздуха «Манометр К°»	—	0,748
» поворота (см. кренномеры и указатели поворота)	V-3-F	0.317
Вентури «Пионер»	39222	0.726
То же	39221-X-Std	0,181
»	3-F	0.317
» (указатель поворота)	V-74-B	0,181
Вентури Сперри	73319	0.181
То же	—	0,716

Таблица 54

Фотоаппараты

Модель	Фирма	Фокусное расстояние, *см*	Размеры, *см*		Вес, *кг*	Привод
			пленки	аппарата		
К-8	Ферчайльд	25,4	17,8 × 24,1	46 × 57,7 × 37,7	22,7 [1]	Электрич.
		35	17,8 × 24,1	51 × 57,7 × 37,7	24 [1]	»
		50,8	17,8 × 24,1	76,8 × 57,7 × 37,7	28,1 [1]	»
А-1	Фанер Графлекс	25,4	10,2 × 12,7	20,3 × 20,3 × 45,7	6,2 [2]	Ручной
К-5		35	18 × 24,1	48,5 × 49,5 × 42,5	16,8 [3]	»
		50,8	18 × 24,1	73 × 49,5 × 42,5	21,3 [3]	»

Примечание. Антивибрационная кардaнная подвеска для аппарата К-8 весит 6,35 *кг*. Этот аппарат требует приспособлений для создания электрического тока.

Таблица 55

Разные предметы оборудования

Наименование	Тип	Вес, *кг*
Пневматик хвостового колеса 40×18 низкого давления	—	5,4
Барабан для наматывания антенны CAV-2506-A	14889	1,1
Химическая уборная Дейтон	—	4,6
Крепление карбюратора	0151682	0,04
Чехол для кабины пилота	—	1,81
То же мотора	—	1,36
» винта	—	5,4
Крепление капота	1-13069	0,003
Пластинки для крепления капота	BAC-700	0,002
	BAC-700-1	0,002
Управление мотора (дроссель)	068685	0,98
Огнетушитель ручной	—	2,9
Скобка ручного огнетушителя	—	0,28
Огнетушитель ручной Фир-Файтер (0,9 *л*)	—	3,2
» » Стемпль (со скобой)	—	3,0
» » Пирен (с креплением, 0,9 *л*)	—	3,2
» CO_2 Американ Лафранс	—	15,8
» CO_2 » » (с конусом)	—	17,1
» CO_2 Люкс с клапаном	—	8,4
» под давлением Эйс-Фистер 2-А (0,9 *л*)	—	4,5
Аптечка с парусиновым чехлом	—	1,7
» «Джонсон Аэрокит»	—	0,68
» «Джонсон Травелькит»	—	0,16
Спасательная подушка	—	1,8
Спасательная подушка Консолидейтед	—	1,88
Спасательный пояс (на 4 чел.)	—	23,6
Сумка для карты	—	0,77
Кислородный прибор (на 500 *л* кислорода)	—	9,0
Предохранительный пояс для стрелка Свитлик	—	1,47
» » » летчика »	—	1,15
» » » 2 чел. (двойная кожа)	—	0,74
» » тканый Веб-Джонсон	—	0,34
» » » Веб-Реско	(20A)	0,50
» » » Стинсон	AE-78	0,77
Скатывающаяся занавеска от солнца	—	0,26
Сумка с разным инструментом	—	3,78

[1] Вес пленки не включен.
[2] Включая вес кассеты с пластинками.
[3] Включая вес пленки (23 *м*), равный 1,6 *кг*.

Резиновые подушки

Тип	Размеры, *см*	Вес, *кг*
Пневматические . .	43 × 48	0,63
То же	43 × 79	0,97

Парашюты

Типы	Вес, *кг*	Типы	Вес, *кг*
Ирвинг диаметром 7,3 *м*, надевающийся на живот	8,16	Ирвинг учебный (8,5 *м* наспинный и 6,7 *м* нагрудный)	15,4
То же для сидения диаметром 7,3 *м*	8,84	Фанер Клогг	8,16—8,62
То же наспинный диаметром 7,3 *м*	7,94	Руссель с наспинной подушкой и прокладкой . .	9,0—9,5
То же наспинный диаметром 7,3 *м*	10 88		

Таблица 56

Сидения и стулья в кабине

Фирма	Модель	Вес, *кг*	
		без обивки	с обивкой
Компания UAC	FS-Виккер	2,15	4,0
	SAE-стальные трубы . . .	2,26	3,8
	TAS-стальные трубы (может быть придано наклонное положение)	3,17	5,9
Ипсиланти	3890-С Виккер	3,88	6 55
	385-С »	3,97 подушки	4 87
	3892 »	3,85	6 55
	3891 »	3.88	6 55
	X3853 »	3,88	6,55
Американская алюминиевая компания	Дуралюминиевые с наклонным положением (на 1 чел.)	2,95	5,7
	Дуралюминиевые с наклонным положением (на 2 чел.)	5,67	11,14
Фариейн	Модель Линкольн Виккер .	2,15	—
	» Америкен » .	3,68	—
	» Чикаго » .	3,85	—
	» Вашингтон » .	2,6	—
	» Колумбия » .	3,4	—
	Модель Адамс (сидение для двоих)	4,59	—
	Модель Гамильтон (Виккер)	2,77	—

Таблица 57

Электрооборудование

Наименование	Тип	Вес кг
Амперметр (0—30)	—	0,086
То же (30—0—30)	—	0,113
» Уитстон (50—0—50)	301	0,230
» Уитстон (30—0—30)	354	0,108
Батареи (65 А-*час*)	—	31,750
Осветительные лампы Мазда 16 V	—	0,014
Катушка пускового магнето	—	0,380
То же зажигания Форда	—	0,720
Коробка плавких предохранителей на три предохранителя типа В-1	073532	0,180
Коробка на шесть плавких предохранителей типа С-1	073522	0,320
Генератор (15-А)	С-1	7,000
То же (с приводом от мотора *MF*)	CAY-2987	16,000
Коробка управления генератора Эклипс	CB-74-D	1,950
То же	CB-49-G	1,880
»	CB-2-G	1,540
Лампа для освещения компаса	—	0,090
То же приборной доски Кульвер-Стери	G	0,050
» приборной доски Паккард	—	0,070
Лампа потолочная	—	0,113
То же	1136	0,280
Опознавательный огонь типа D-5	—	0,140
Лампа для освещения приборной доски	—	0,045
Два посадочных огня (19,5 *см* обтекаемой формы)	А-2	8,600
То же (61 *см* обтекаемой формы)	А-3	7,700
Посадочный огонь (тип А-3 необтекаемой формы)	А-4	4,7
Крепления для посадочного огня	22-F-1291	1,35
Два посадочных огня (комплект Консолидейтед)	—	9,07
Посадочный огонь (для передней кромки GE)	—	5 3
Два посадочных огня Джонсон	—	8.8
То же «Пионер»	—	7,7
Посадочный огонь SM (один)	—	2,15
Навигационный огонь зеленый (включая стекло)	—	0,28
То же красный (включая стекло)	—	0,26
» белый (включая стекло)	—	0,18
Путевые огни (комплект из трех огней)	—	0,63
То же Консолидейтед (комплект из трех огней)	—	0,45
» Джонсон (новая модель, три)	—	0,59
» Джонсон (установленного типа, три)	—	0.34
» «Пионер» (комплект из трех огней)	—	0,32
» Пайк Нейшинел (каждый)	—	0,14
Сигнализационный огонь	WL-55	0,52
Магнето пусковое Джонсон	—	0,34
Индикатор пиромилливольтметра GE	DO-18S	0,49
Пиромилливольтметр для измерения температуры цилиндров Уитстона	602	0,498
Реостат	—	0,045
То же Картер Миджет	—	0,06
Выключатель для цепи генератора Вестингауз	NJP-2043	0,054
Выключатель посадочных огней Консолидейтед	—	0,34
То же	—	0,054

Продолж. табл. 57

Наименование	Тип	Вес, *кг*
Выключатель освешения Кутлер Гаммер	8101k1	0,023
То же НН	21535-SF	0,052
Выключатель магистрали Вестингауза	NJP-70403	0,054
То же позиционных огней Консолидейтед	—	0,226
Вольтметр Уитстон (0—25)	301	0,249

Таблица 58

Внутренняя связь и радио

Наименование	Калибр	Наружный диаметр, *мм*	Число оплеток	Вес, *кг/м*
Цепь высокого напряжения антенны (одножильный провод)	14	16	3 слоя резины	0,33
Цепь низкого напряжения антенны (трехжильный кабель)	20	6,8	1 слой резины 1 слой лакированного батиста	0,33
Антенна и внутренняя связь (один провод)	16	1,6	Цветной шнур	0,06
Катушка компаса (один провод)	16	3,2	*2 слоя оплетки*	0,014

Таблица 59

Электропроводка Боуден-Соло

(провод луженый со спиральной навивкой)

№ по каталогу	Внутренний диаметр *мм*	Наружный диаметр навивки *мм*	Диаметры провода или кабеля *мм*	Вес *г/м*
Боуден-Соло (провод луженый со спиральной навивкой)				
31	2,4	4,1	1,6	43
33	3,5	5,6	2,8—3,2	77
35	4,9	7,4	4,0—4,4	141
36	5,7	8,1	4,8	145
Боуденит (луженый со спиральной навивкой под водонепроницаемой хлопчатобумажной оплеткой)				
11	—	—	11,2	61
13	3,5	5,6	2,8—3,2	110

Вес провода и кабеля с изоляцией

Марка	Наименование	Вес $г/м$
AWG калибр 16	Провод № 1	27
AWG » 14	» № 2	39
AWG » 12	» № 3	63
AWG » 10	» № 4	77
AWG » 8	» № 5	116
AWG » 6	» № 6	184
AWG » 4	» № 7	280
AWG » 2	» № 9	396
AWG » 0	» № 11	652
PCP-2	Переносный шнур с резиновой изоляцией	150
AL-1	Провод низкого напряжения для зажигания	49
HT	Провод высокого напряжения	72
14	Голый многожильный кабель из фосфорной бронзы	21
$^1/_4$″	Плоский медный провод (плетеный)	32
$^5/_8$″	То же	16
1″	»	25
6″	Изоляционные ленты	27
8″	То же	32
AWG калибр 2	Экранированные провода	380
AWG » 6	» »	171
AWG » 8	» »	120
AWG » 12	» »	60
AWG » 14	» »	45
AWG » 16	» »	37
AWG » 18	» »	29

Таблица 60

Вес батарей

Фирма	Тип	Вольтаж V	Число А-*час*	Габарит *мм*	Чистый вес *кг*
Эксайд	6-ТХ-9-1	12	29,5	187 × 184 × 273	17,2
	6-ТХ-13-1	12	43,0	254 × 184 × 273	24,0
	6-ТХ-19-1	12	65,0	359 × 190 × 273	31,7
	6-TS-3-1	12	19,0	194 × 133 × 273	11,8
	6-TS-13-1	12	38,0	264 × 133 × 273	16,3
	3-TS-13-1	6	38,0	124 × 137 × 273	8,2
	4-AC-7-1	8	10,0	140 × 99 × 171	5,0
	6-AC-7-1	12	10,0	203 × 99 × 171	7,7
Виллар	—	12	29,0	KRR-27	13,6
	—	12	65,0	—	31,7
	тип С-2	12	35,0	—	17,2

Фирма	Тип	Вольтаж V	Число А-*час*	Габарит *мм*	Чистый вес *кг*
Виллар	Ящики для батарей:				
	тип В-1	—	—	—	1,6
	» С-2	—	—	—	2,2
	Для батарей 12 V, 65 А-*час*	—	—	—	3,4

Таблица 61

Радиоустановка RCA

(передатчик и приемник)

Модель	Вес, *кг*	*Нормальная* мощность в антенне W	Дальность действия *км*	
			телефона	телеграфа
ET-3-652	39,2	10	40	120
ET-3-653	60,2	100	120	480
ET-3-654	91,6	300	320	800

Вес приемника, батарей и громкоговорителя Кpослей 9,0 *кг*.

Таблица 62

Радиоустановки выпуска 1938 г.

Тип	Вес *кг*	Тип	Вес *кг*
RCA модель AVR-10	3,96	Уитстон 25A (передатчик)	10.9
RCA » AVR-7	13,63	RCA радиокомпас AVR-8	22,7—27,3
RCA » AVT-12	36,3	RCA механизм (барабан) дистанционного управления R-1	3,18

Таблица 63

Оборудование мотора

Наименование	Вес *кг*
Управление дросселем и составом смеси	0,6
Управление зажиганием и составом смеси	0,8
Воздушный патрубок Уосп Стандарт Юниор № 4375	1,6
Переходная втулка (адаптер) для воздушного патрубка	0,45
Воздухопровод карбюратора и фильтр F «Циклон»	6,8
Воздушный фильтр для моторов F «Циклон»	4,3

Наименование	Вес *кг*
Пусковые магнето Бош	3,4
Выхлопной трубопровод Уосп Юниор (9 частей)	18,8
Колена выхлопа для моторов Е «Циклон»	5,8
Бензиновая помпа Адко 1000 Е	0,8
Капот с регулируемыми щитками юбкой Уосп Юниор	4,6
Капот с регулируемыми щитками юбкой G1R-1820-E «Циклон»	6,8
Масляный радиатор Гаррисон «Циклон» R-1820-F-1	4,8
Регулятор температуры масла Уосп Юниор	4,7
Радиоэкранирование Бриз с защитой контактов для мотора Уосп Юниор	4,2

Таблица 63а

Автомобильные моторы, применяемые на самолете

Наименование	Вес *кг*
Мотор Форд V-8 (92 *л. с.* при 3900 об/мин.) без сцепной муфты, трансмиссии и принадлежностей	190
Оборудование к мотору Форд V-8	
Стартер	8,6
Передачи стартера и маховичок	16,8
Выхлопные патрубки (два)	4,9
Глушитель всасывающего патрубка	0,9
Радиатор (сухой вес)	16,3
Генератор и вентилятор	7,7
Картер мотора	8,6
Передача только со второй скоростью	~18,0
Мотор Франклин, серия 16 (80 *л. с.* при 2700 об/мин.), без сцепления и трансмиссии	358
Мотор Терраплейн (1935 г., 88 *л. с.* 3800 об/мин.) без сцепления, трансмиссии и принадлежностей	153
Оборудование к мотору Терраплейн (1935 г.)	
Стартер	9,6
Сцепное кольцо стартера	0,9
Маховик	7,5
Выхлопная труба	5,6
Воздушный фильтр	0,5
Радиатор (сухой вес)	20,0
Генератор	7,6
Водяная помпа	2,6
Вентилятор (ветрянка)	0,8
Картер	5,4

Таблица 63б

Весовые данные летающей лодки Сикорского S-42

(«Aviation», август, 1934)

Наименование	Вес *кг*	Наименование	Вес *кг*
Полетный вес	17 235	Оборудование (согласно приведенному ниже списку)	990
Полезная нагрузка	8 270	Вес пустого самолета без оборудования (крыло, лодка, хвостовое оперение, винтомоторная группа)	8 965
Пассажиры (32 чел. по 77 *кг*)	2 464		
Экипаж (5 чел. по 90 *кг*)	450		
Почта и посылки	730		
Горючее (4545 *л*) и масло	3 625		

Разное оборудование

Держатели для шляп	1,4	Принадлежности для курения	1,8
Рыбий жир	4.0	Складной стол	3.2
Факелы	0.8	Спасательный буек	1,4
Топор	0 9	Огнетушитель	6,3
»	0,9	»	6,3
Веревки	6,3	Лестница	4,0
Ведро	0,9	Питьевой фонтанчик	16,3
Спасательные круги (один)	20,8	Вешалки для полотенец	0,9
» » (два)	41,6	Держатели бумажных салфеток	0,9
Набор запасных частей	20.4	То же гигиенической бумаги	0.4
Автоматический пилот	50.0	Объявления и рамки	2,3
Пульверизатор	1,0	Держатели журналов	1,8
Нож	1,0	Батареи	59,0
Бумажные мешки (воздушная болезнь)	0,9	Посадочные огни	10,9
Радиопровода	17,7	Генераторы	18,0
Провизия	45,3	Буксирный канат	4,5
Спасательная одежда	42.2	Подушки для сидения пилота	10,6
Якорь	90,7	Предохранительные пояса	16,8
Якорный канат	9.0	Лебедка для якоря	19,5
Сирена	0,2	Стол под радиоаппарат	2,3
Колокол	0,7	Сидения для радиотехника и механика	13,6
Пистолет для выбрасывания ракет	3,2	Ковры	27,2
Багор	1,8	Занавески	5,7
Канат (для пришвартовывания)	1.8	Сидение стюарда	4,0
Мусорное ведро	2.0	Радиооборудование	41,9
Бидоны с водой (три шт.)	13,8	Мачта-антенна	4,5
Трюмная помпа	3,2	Ракеты-парашюты	22,7
Якорь и канат для открытого моря	4,5	Различные книги и т. п.	2,3
Аптечка	1,4	Поручни	1,8
»	1,4	Касса	4,0
Сумка с инструментом	7.2	Буфет	4,5
Контейнеры для воды	49,0	Ручка стартера	2,3
Подножка	10,4	Стартеры (четыре шт.)	36,3
Столы	27,2	Моторные канаты	80,0
Вешалки	2,3	Огнетушители мотора	36,3
		Регуляторы масла (четыре шт.)	27,2

Допустимые напряжения для проектирования

(согласовано со вторым проектом (1937 г.) ANC официального справочника по источников, все вели

Материалы по спецификации SAE	Максимальная толщина, *мм*	Растяжение [1]			
		тип элемента	термообработка	$\frac{E}{10^3}$	$R_{раст}$ (разрушающее)
Сталь углеродистая 1025	—	Л, Т, П	Нет	19,7	37,3
Сталь легированная [6]	25—12	То же	Отожженная	20,4	45,7[5]
Сталь легированная X-4130	—[7]	»	Да	20,4	63,3[4]
Сталь легированная [8]	—	»	»	20,4	70,3
Сталь легированная	—	»	»	20,4	88,0
Сталь легированная	1,65	»	»	20,4	105,5
Сталь легированная	3,05	»	»	20,4	126,5
Сталь нержавеющая [9]	—	»	Отожженная	18,3	556,2
Сталь нержавеющая	—	»	»	18,3	88—130
Дуралюмин 17-ST [13]	—	Л	Да	7,25	38,7
Дуралюмин 17-ST [14]	—	Т	»	7,25	38,7
Дуралюмин 17-ST	19,0[16]	Б	»	7,25	37,3
Дуралюмин 24-ST [19]	—	Л, Т, П	»	7,25	43,6
Дуралюмин 24-ST (Альклед)	—	Л	»	7,03	39,4
Алюминиевый сплав 52S-$^1/_4$H	—	Л	Нет	7,25	21,8
Алюминиевый сплав 52S-$^3/_4$H	—	Л	»	7,25	26,0
Дуралюмин 17-ST [20]	—	Заклепки	Да	—	38,7
Алюминиевый сплав 38	—	Литье	—	7,03	22,5
Алюминиевый сплав 26, 27	101,6	Поковки	Да	7,25	38,7
Марганцевый сплав	—	Катаный	—	4,57	24,6
Алюминиевый или магниевый [22] сплав, бронзолитейный сплав	—	Литье	—	9,85	45,7
Магниевый сплав первого сорта [23]	—	Литье	—	4,22	20,4

Сокращения. Л—листы; Т—трубы; П — прутки.

[1] $\sigma_{проп}$ и $\sigma_{тек}$ (предел пропорциональности и предел текучести) такие же, как и для сжатия.

[2] $R_{сж}$ и E такие же, как и при растяжении.

[3] Это величины расчетных разрушающих (номинальных) напряжений, полученные на сплошных цилиндрических образцах с отношением длины цилиндра к диаметру $L/D = 15{,}0$.

[4] В зоне сварки на 10% меньше.

[5] Для материалов, имеющих толщины больше 12—25 *мм*, эти значения меньше на 15%.

[6] Сталь легированная относится к сталям, имеющим < 0,5% углерода.

[7] Для толщины вплоть до 3,5 *мм* величины напряжений для растяжения и сжатия должны быть увеличены до 3,52 *кг/мм²*, срез $\tau_{проп} = 35{,}2$ *кг/мм²*.

[8] Термически обработанные стали имеют одинаковое $R_{раст}$.

[9] Такие же качества имеет после сварки.

[10] При растяжении 14,1 *кг/мм²*.

[11] При растяжении 24,6—56,3 *кг/мм²*.

[12] Для материала, имеющего $R_{раст} = 130$ *кг/мм²*.

Таблица 64

металлических элементов конструкции

материалам) за исключением отмеченных пунктов, которые взяты из других чины даны в *кг/мм*²

Сжатие²			Кручение			Срез	Изгиб		Смятие
$\sigma_{проп}$	$\sigma_{тек}$	$\sigma_{тек.\ прод}$	$\frac{G}{10^3}$	$\tau_{круч.\ раз}$³	$\tau_{проп}$	$\tau_{срез.\ раз}$	$\sigma_{изг.\ доп}$	$\sigma_{усталости}$	$\sigma_{смятие}$
17,6	25,3	25,3	7,03	35,2	14,1	24,6	38,7	17,6	63,3
21,1[5]	31,6	25,3	7,75	35,2	17,6[5]	23,2[5]	45,8[5]	21,1[5]	63,3
35,2[4]	49,2	52,0	7,75	56,3[4]	28,2[4]	38,7[4]	63,3[4]	31,7	98,5[4]
49,3	—	56,3	7,75	63,3	38,7	45,8	70,3	35,2	—
63,3	—	70,3	7,75	77,5	45,7	52,8	88,0	45,7	123,2
81,0	—	91,5	7,75	88,0	56,3	63,3	105,4	54,9	133,7
98,5	—	102,0	7,75	102,0	66,8	73,9	126,6	59,8	141,0
10,5[10]	24,6	21,1	—	—	—	49,2	—	—	—
24,6—35,2[11]	42,2—98,5	35,1—77,5	—	—	—	63,3—88,0	—	52,8[12]	—
17,6	22,5	—	2,68	35,2	10,55	23,2	38,7	10,55	52,7
—	25,3[15]	29,5	2,68	35,2	10,55	23,2	—	10,55	52,7
—	21,1	—	2,68	35,2	10,55	22,5	—	10,55	52,7
22,5[18]	28,1	—	2,68	31,7[17]	—	26,0	43,6	9,85	63,3
19,0[18]	26,0	—	—	—	—	23,9	39,4	—	57,7
—	14,8	—	2,68	—	—	12,65	—	12,65	39,4
—	20,4	—	2,68	—	—	15,5	—	14,1	46,4
—	—	—	—	—	—	21,1	—	—	—
—	20,4[21]	—	2 68	15,5	—	17,6	—	4,23	28,1
—	21,1	—	2,68	—	—	23,2	—	10,55	69,5
—	17,6[18]	—	—	—	—	12,65	—	—	38,7
8,42[18]	21,1[18]	—	3,17	42,2	—	28,2	—	9,85	56,3
—	6,33[18]	—	—	—	—	10,55	—	—	28,1

[13] Для алькледа $E = 7{,}03 \cdot 10^3$ *кг/мм*², другие величины на 3,52 *кг/мм*² меньше, исключая $\sigma_{смят} = 47{,}8$ *кг/мм*². Величин напряжений при кручении нет. Для 17SRT то же, исключая $\sigma_{тек.\ сжат} = 29{,}5$ *кг/мм*². Для прессованных образцов $R_{раст} = 35{,}2$ *кг/мм*², $\tau_{проп.\ срез} = 21{,}1$ *кг/мм*².

[14] После получения прокатано. Если термически обработать, то $\sigma_{проп.\ раст} = 14{,}1$ *кг/мм*², $\sigma_{тек.\ раст} = 22{,}5$ *кг/мм*², $\sigma_{прод.\ тек} = 26{,}0$ *кг/мм*².

[15] Растяжение 28,1 *кг/мм*².

[16] Для толщин 19—76 *мм* $R_{раст} = 35{,}2$ *кг/мм*², $\sigma_{тек.\ сж} = 19{,}7$ *кг/мм*², $\tau_{срез\ раз} = 21{,}1$ *кг/мм*².

[17] Только для прутков.

[18] Растяжение.

[19] Для SRT $\sigma_{тек.\ сж} = 21{,}1$ *кг/м*².

[20] Для заклепок из сплава 24ST $R_{раст} = 43{,}6$ *кг/мм*³, а $\tau_{проп.\ среза} = 26{,}8$ *кг/мм*².

[21] $\sigma_{тек.\ раст} = 12{,}65$ *кг/мм*².

[22] Бронза $R_{раст} = 24{,}6$ *кг/мм*².

[23] Второй сорт $\sigma_{тек.\ раст} = 12{,}65$ *кг/мм*².

Размеры, *мм*					Площадь *мм*²	I_{1-1}	I_{2-2}	x	y	i_{1-1}	i_{2-2}	Поперечное сечение
H	L	t_1	t_2	R		*мм*		*мм*				
28,6	38,1	1,6	1,6	1,6	103	7 910	7 070	6 35	19,0	8,6	8,4	Однотавровый
50,8	44,4	7,1	3,2	4,8	480	131 000	25 000	19,8	22,4	16.2	19,3	
38,1	50,0	4,8	4,8	1,6	393	47 500	47 000	9,9	25.0	10,9	9,9	
54,0	50,8	12,7	4,8	2,4	895	235 000	57 500	21,4	25,4	16,8	8,1	
57,0	50,8	7,1	4,0	4,8	593	241 000	45 400	20,3	25,4	18,3	8,6	
38,1	57,0	3,2	3,2	3,2	322	35 800	68 000	8,4	28,0	10,4	14,5	
38,1	60,0	4,8	4,8	4,8	516	50 450	126 000	8,9	30,5	9,9	15,5	
50,8	54,0	4,0	3,2	3,2	400	125 000	41 600	17,5	28,0	17,8	10,2	
22,4	9,5	1,6		1,6	64	458	4 160	2,8	11,2	2,8	8,4	
22,4	9,5	2,4		2,4	90	583	5 830	3,0	11,2	2,5	7,9	
25,4	12,7	2,4		2,4	109	1 580	10 000	4,1	12,7	3,8	9,4	
31,8	17,5	2,4		2,4	148	4 120	22 000	5,3	16,0	5,3	12,2	
79,0	15,9	3,2		1,6	77	5 830	182 000	4,8	37,0	4,6	24,4	
79,0	31,8	3,2		2,4	109	15 800	307 000	10,7	37,0	10,7	27,4	

КОЭФИЦИЕНТЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ШИРИНЫ РАБОТАЮЩЕЙ ЧАСТИ ОБШИВКИ В ПАНЕЛИ, ПОДКРЕПЛЕННОЙ СТРИНГЕРАМИ

Уравнение Кармана $\frac{w}{\delta} = c\sqrt{\frac{E}{\sigma}}$,

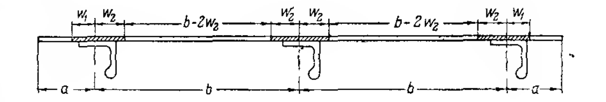
где w — ширина работающей части листа в *мм*;
δ — толщина листа в *мм*;
E — модуль упругости в *кг/мм*²;
σ — напряжение в стрингере в *кг/мм*²;
c — коэфициент, зависящий от типа стриигера.

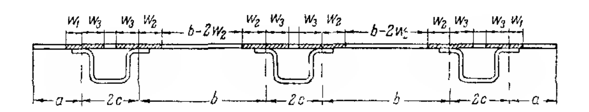
Таблица 66

Тип стрингера	Положение стрингера	w	c	w_{max}
Одиошовные стрингеры	A (крайний)	w_1	0,60	a
	A „	w_2	0,85	$\frac{b}{2}$
	B (средний)	w_3	0,85	$\frac{b}{2}$

Продолж. табл. 66

Тип стрингера	Положение стрингера	w	c	w_{max}
Двухшовные стрингеры	C (крайний)	w_1	0,60	a
	C „	w_2	0,85	$\frac{b}{2}$
	C „	w_3	0,85	c
	D (средний)	w_2	0,85	$\frac{b}{2}$
	D „	w_3	0,85	c





Примечание. Вышеуказанные константы применимы в случаях, когда лист несет нагрузку, еще не выпучиваясь между заклепками, и когда $\sqrt{\frac{E}{\sigma}}\,\frac{\delta}{b}$ не превосходит 0,4.

Таблица 67

Формулы для определения напряжений для стали и дуралюмина

Тип нагрузки	Напряжение	Допустимое напряжение	Источник
Растяжение *Произвольное сечение*	$\frac{P}{F}$	$\sigma_{тек.\ раст}$ — предел текучести при растяжении $R_{раст}$ — временное сопротивление	

Тип нагрузки	Напряжение	Допустимое напряжение	Источник
Сжатие. Толстостенное сечение	$\frac{P}{F}$	$\sigma_{\text{тек. прод}} - \frac{\sigma_{\text{доп раст}}}{\pi^2 E}\left(\frac{L}{i}\right)^2$ при $\frac{P}{F} > \frac{\sigma_{\text{тек. прод}}}{2}$; $\pi^2 E \Big/ \left(\frac{L}{i}\right)^2$ при $\frac{P}{F} < \frac{\sigma_{\text{тек. прод}}}{2}$	TN, NACA № 307
Тонкая плоская пластинка	$\frac{P}{F}$	При свободноопертых концах $a \geqslant b$ равно $6{,}4\ E\left(\frac{\delta}{b}\right)^2$. При защемленных концах $a \geqslant b$ равно $3{,}6\ E\left(\frac{\delta}{b}\right)^2$	ASME, октябрь 1933
Короткий тонкостенный цилиндр при $d/\delta > 120$	$\frac{P}{F}$	При $L' > \sqrt{d\delta}$ равно $6{,}5\sqrt{E\sigma_{\text{тек. прод}}}\left(\frac{\delta}{d}\right)$	
Срез. Плоская пластинка	$\frac{V}{b\delta} = \frac{S}{a\delta}$	Разрушение при выпучивании при $4{,}5\left(\frac{b}{a} + 0{,}8\right) \times E\left(\frac{\delta}{b}\right)^2$, но не более $\frac{\sigma_{\text{доп. раст}}}{2}$ (по Вагнеру)	Тимошенко, т. II

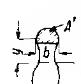
Обозначения.

L' — расстояние между опорами (перегородками)
δ — толщина
d — диаметр
L — длина стойки
i — наименьший радиус инерции
E — модуль упругости при сжатии
$\sigma_{\text{тек раст}}$ — предел текучести при растяжении
$R_{\text{раст}}$ — временное сопротивление при растяжении (по данным испытания)
P — сила
F — площадь поперечного сечения
Остальные обозначения см. на стр. 10—12.

Тип нагрузки	Напряжение	Допустимое напряжение	Источник
Срез и сжатие a, P, b, V, S Плоская пластинка	$\sigma_{сж} = \frac{P}{b\delta}$ $\tau_{срез} = \frac{V}{b\delta}$	$\tau'_{срез} = \sqrt{\tau^2_{срез} + \left(\frac{\sigma_{сж}}{2}\right)}$ не должно превосходить допустимого напряжения при чистом срезе $\sigma'_{сж} = \frac{\sigma_{сж}}{2} + \tau'_{срез}$ не должно превосходить $\sigma_{доп.\ сж}$ при сжатии	
Срез и растяжение a, P, b, V, S Плоская пластинка	$\sigma_{раст} = \frac{P}{b\delta}$ $\tau_{срез} = \frac{V}{b\delta}$	$\tau'_{срез} = \sqrt{\tau^2_{срез} + \left(\frac{\sigma_{раст}}{2}\right)^2}$ не должно превосходить допустимого напряжения при чистом срезе; $\sigma'_{раст} = \frac{\sigma_{раст}}{2} + \tau'_{срез}$, но не более $\sigma_{доп.\ раст}$ при растяжении	
Изгиб и срез y Сечение симметричное относительно оси y Несимметричное сечение, нагруженное по оси жесткости	$\sigma_{изг} = \frac{My}{I}$ $\tau_{срез} = \frac{QS}{Ib}$	$\sigma_{изг}$ не должно превосходить допустимого напряжения при сжатии $\tau_{срез}$ не должно превосходить допустимого напряжения при чистом срезе	
δ, d Тонкостенный цилиндр	$\sigma = \frac{My}{I}$	Для $\frac{d}{\delta} < 120$ $\sigma_{тек.\ прод}$; $8{,}3\sqrt{E\sigma_{тек\ прод}}\left(\frac{\delta}{d}\right)$ для $\frac{d}{\delta} > 120$ *см*	Гл. IV, уравнение (5), стр. 125

Тип нагрузки	Напряжение	Допустимое напряжение	Источник
Тонкостенное коробчатое сечение	$\sigma_{изг} = \frac{My}{I}$ $\tau_{срез} = \frac{QS}{Ib}$	$\sigma_{доп.\,сж}$ — допустимое напряжение сжатия для тонкой плоской пластинки $\tau_{доп\ срез}$ — допустимое напряжение среза для тонкой плоской пластинки	

Обозначения



M — изгибающий момент
y — расстояние от волокна до нейтральной оси
I — момент инерции площади относительно нейтральной оси
Q — срезывающая сила
S – статический момент
b — ширина сечения

Таблица 68

Формулы для определения напряжений для стали и дуралюмина

Тип нагрузки	Напряжение	Допустимое напряжение	Источник
Кручение	$\tau = \frac{M_{кр} r}{I}$	$\tau_{тек} \left(\approx \frac{2}{3} \sigma_{тек.\ раст}\right)$ при пределе текучести $^2/_3\ R_{раст}$ при временном сопротивлении	
Тонкостенный цилиндр (δ, d)	$\tau = \frac{2M_{кр}}{\pi d^2 \delta}$	При $\frac{L}{d} \geqslant 40$; $0{,}7E \Big/ \left(\frac{d}{\delta}\right)^{1,5}$, но не более $40\ \tau_{срез.\ доп} \left(\frac{d}{\delta} + 38\right)$; при $\frac{L}{d} < 40$ $1{,}1 E \Big/ \left(\frac{d}{\delta}\right)^{1,25} \sqrt{\frac{L}{d}}$	Гл. IV, уравнения (17) и (18)

Тип нагрузки	Напряжение	Допустимое напряжение	Источник
Сплошной прямоугольник (na, a)	$\frac{3M_{кр}}{na^2} \times \frac{n-0{,}65\frac{n}{1+n^3}}{n-0.63-\frac{0.052}{n}}$	То же, что и для круглых стержней	«Aviation Handbook»
(b, $b+t$, t, h)	$\frac{9}{2}\,\frac{M_{кр}}{t^2(h+2b)}$	То же, что и для круглых стержней	Сили
Тонкостенный прямоугольник (a, b, δ)	$\frac{M_{кр}}{2ab\delta}$	$5E\left(\frac{\delta}{b}\right)^2$	«Aviation Handbook»
Тонкостенный обтекаемый профиль (w)	$\frac{M_{кр}}{2F\delta}$	$\frac{40\tau_{доп.\ срез}}{6\frac{w}{\delta}+38}$	«Aviation Handbook»
Кручение и сжатие. Тонкостенный цилиндр (δ, d)	$\tau_{круч}=\frac{2M_{кр}}{\pi d^2\delta}$; $\sigma_{сж}=\frac{P}{F}$	$\sigma'_{сж}=\sqrt{\tau^2_{круч}+\left(\frac{\sigma_{сж}}{2}\right)^2}+\frac{\sigma_{сж}}{2}$, но не больше допустимого напряжения при кручении (?)[1]	ASME август, 1934

[1] Эти формулы автор ставит под сомнение. *Прим. ред.*

Тип нагрузки	Напряжение	Допустимое напряжение	Источник
Кручение и растяжение δ, d — *Тонкостенный цилиндр*	$\tau_{кру ч} = \frac{2M_{кр}}{\pi d^2 \delta}$ $\sigma_{раст} = \frac{P}{F}$	$\sigma'_{раст} = \frac{\sigma_{раст}}{2} + \sqrt{\tau^2_{кру ч} + \left(\frac{\sigma_{раст}}{2}\right)^2}$ $\sigma'_{раст} = \sqrt{\tau^2_{кру ч} + \left(\frac{\sigma_{раст}}{2}\right)^2} - \frac{\sigma_{раст}}{2}$, но не более допустимого напряжения при кручении (?)[1]	

Обозначения

L — расстояние между перегородками

$\tau_{тек}$ — предел текучести при срезе

F — площадь контура или поперечного сечения

$\sigma_{тек\ раст}$ — предел текучести при растяжении

$R_{раст}$ — временное сопротивление при растяжении

I — момент инерции для труб; $I = \frac{\pi[r^4 - (r - \delta)^4]}{2}$

$M_{кр}$ — крутящий момент

Обозначения напряжений см. на стр. 11 - 12.

Таблица 6

Нормы времени на работы по обслуживанию самолета

(из «R. G Lockwood Aviation», январь и февраль, 1932)[2]

В таблице указано количество рабочих и установленное (максимальное) время, требуемое для выполнения отдельных операций. Так, 2 — 1 · 15 обозначает, что данную операцию могут выполнить 2 чел. в течение 1 ч 15 м.

Операция	Одномоторные самолеты				Многомоторные самолеты	
	Полетный вес, *кг*					
	450—1600		1600—3200		3200—9000	
	Мощность, *л. с.*					
	40—100	150—250	250—325	425—650	300—600	900—1200
Часть I						
Шасси						
Снять и установить:						
шасси	2—0 : 30	2—1 : 00	2—1 : 00	2—1 : 30	4—1 : 00	4—1 : 30
стойку	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 15
расчалку	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10

[1] Эти формулы автор ставит под сомнение. *Прим. ред.*

[2] Эти цифры следует скорее рассматривать как минимальные. Так, например, в примечании к французскому изданию настоящей книги сказано, что обычно требуется времени в несколько раз больше, чем указано здесь. *Прим. ред.*

Операция	Одномоторные самолеты				Многомоторные самолеты	
	Полетный вес, *кг*					
	450—1600		1600—3200		3200—9000	
	Мощность, *л. с.*					
	40—100	150—250	250—325	425—650	300—600	900—1200
колесо	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 15
тормоз	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15	2—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 10
обтекатель колеса .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
» стойки .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
амортизационную стойку	1—0 : 10	1—0 : 15	2—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 15	2—0 : 20
Осмотреть шасси . .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 20
Хвостовая часть						
Снять и установить:						
хвостовое оперение	2—0 : 10	2—0 : 20	2—0 : 20	3—0 : 30	4—0 : 25	4—0 : 30
стабилизатор . . .	1—0 : 10	1—0 : 20	2—0 : 10	2—0 : 15	2—0 : 15	2—0 : 20
руль высоты . . .	1—0 : 15	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 10	2—0 : 10
» поворота . .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 12	1—0 : 15
киль	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 12	1—0 : 15
расчалку	1—0 : 03	1—0 : 03	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
стойку	1—0 : 03	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	2—0 : 05
Осмотреть крепления хвостового оперения к фюзеляжу .	1—0 : 05	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 20	2—0 : 10	2—0 : 15
	1—0 : 10	1—0 : 12	1—0 : 15	. . .	. . .	. . .
Снять и установить:						
амортизатор хвостового костыля .	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	. . .	. . .	. . .
болт костыля . . .	1—0 : 03	1—0 : 05	1—0 : 05	. . .	. . .	. . .
башмак хвостового костыля . . .	1—0 : 03	1—0 : 05	1—0 : 05	. . .	. . .	. . .
обратный амортизатор	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	. . .	. . .	. . .
трос для управления хвостовым костылем	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	. . .	. . .	. . .
хвостовое колесо .	2—0 : 05	2—0 : 07	2—0 : 10	2—0 : 15	2—0 : 15	2—0 : 17
пневматик хвостового колеса . .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 07	1—0 : 10
амортизатор хвостового колеса .	1—0 : 05	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 12
подшипник хвостового колеса . . .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
крепление хвостового колеса к фюзеляжу	2—0 : 05	2—0 : 07	2—0 : 10	2—0 : 12	2—0 : 12	2—0 : 15
Осмотреть крепления хвостового костыля или колеса к фюзеляжу	1—0 : 03	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
Снять и установить:						
механизм регулирования стабилизатора		1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15

Продолж. табл. 69

Операция	Одномоторные самолеты				Многомоторные самолеты	
	Полетный вес, *кг*					
	450—1600		1600—3200		3200—9000	
	Мощность, *л. с.*					
	40—100	150—250	250—325	425—650	300—600	900—1200
трос или цепь для регулирования стабилизатора .	. . .	1—0:10	2—0:07	2—0:15	2—0:15	2—0:20
трос или тягу управления рулем поворота	1—0:10	1—0:12	1—0:12	2—0:15	2—0:10	2—0:15
трос или тягу управления рулем высоты	1—0:10	1—0:12	1—0:12	2 0:10	2—0:10	2—0:15
Осмотреть тросы управления руля поворота и руля высоты и роликов . .	1—0:05	1—0:07	1—0:07	1—0:10	1—0:10	1—0:15
Осмотреть регулировочный механизм и управление стабилизатора . . .	. . .	1—0:10	1—0:12	1—0:12	1—0:15	1—0:15
Крыло						
Снять и установить:						
верхнее крыло . .	2—0:30	3—0:30	3—0:35	4—0:35	6—0:35	6—0:35
нижнее крыло . .	2—0:30	3—0:30	3—0:35	4—0:35	4—0:35	6—0:35
правую или левую консоль верхнего крыла	2—0:15	3—0:20	3—0:20	4—0:20	4—0:20	6—0:20
правую или левую консоль нижнего крыла	2—0:15	3—0:20	3—0:20	4—0:20	4—0:20	6—0:20
центроплан	2—0:10	2—0:15	2—0:15	3—0:15	4—0:20	4—0:20
стойку верхнего центроплана . .	2—0:05	2—0:07	2—0:10	3—0:15	4—0:15	4—0:15
наружные стойки коробки биплана	2—0:05	2—0:07	2—0:10	2—0:15	3—0:10	4—0:10
внутренние стойки коробки биплана	2—0:05	2—0:07	2—0:10	3—0:15	3—0:10	4—0:10
несущие тросы (полный набор) . . .	2—0:30	2—1:00	2—1:15	2—1:30	2—1:30	2—1:45
обратные тросы (полный набор) .	2—0:15	2—0:30	2—0:35	2—0:45	2—0:45	2—0:50
диагональные растяжки (полный набор)	1—0:10	1—0:15	1—0:15	1—0:25	2—0:20	2—0:20
растяжки, воспринимающие лобовое сопротивление (полный набор) .	1—0:05	1—0:05	1—0:07	1—0:10	1—0:15	1—0:20
элероны	1—0:10	1—0:12	1—0:15	1—0:15	1—0:20	1—0:20
тросы управления .	2—0:05	2—0:10	2—0:12	2—0:15	2—0:15	2—0:20
Осмотреть крыло и крепления	1—0;10	1—0:10	1—0:15	1—0:15	1—0:20	1—0:20

Операция	Одномоторные самолеты				Многомоторные самолеты	
	Полетный вес, *кг*					
	450–1600		1600—3200		3200—9000	
	Мощность, *л. с.*					
	40—100	150—250	250—325	425—650	300—600	900—1200
Кабина пилота						
Снять и установить:						
козырьки	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 15	. . .	. . .
окно кабины пилота	. . .	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
кресло пилота . .	. . .	1—0 : 05	1 0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
крепление окна . .	. . .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
Осмотр кабины пилота	1—0 : 05	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15
Пассажирская кабина						
Снять и установить:						
кресло	. . .	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
окно	. . .	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
пол	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15
отопление	. . .	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 20	1—0 : 20
лампу плафона . .	. .	1—0 : 05	1 0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
» на стене . .	. . .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
дверь	. . .	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15
внутреннюю отделку кабины . . .	. . .	1—0 : 17	1—0 : 20	1—0 : 30	1—0 : 30	1—0 : 45
обивку одного кресла	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
Осмотреть пассажирскую кабину . . .	1—0 : 05	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15
Регулировать:						
весь самолет . . .	2—1 : 20	2—1 : 10	2—2 : 25	2—2 : 30	2—3 : 35	2 3 : 40
центроплан . . .	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 30	1—0 : 40
крылья биплана .	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 30	1—0 : 35	1—0 : 40
» моноплана	. . .	. . .	. .	. .	. . .	. . .
элероны	. . .	. .	. .	. .	. . .	. . .
фюзеляж	1—0 : 10	2—0 : 45	2—1 : 00	2—1 : 30	2—1 : 30	2—1 : 35
Часть II						
Мотор						
Снять и установить:						
винт	1—0 : 10	2—0 : 10	2 0 : 10	2—0 : 15	1—0 : 30	2—0 : 30
выхлопные трубопроводы	1—0 : 15	1—0 : 25	2—0 : 15	2—0 : 15	2—0 : 30	2—0 : 30
выхлопной задний патрубок	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 07	1—0 : 15	1—0 : 20	1—0 : 20
капот мотора . . .	1—0 : 15	1—0 : 20	1—0 : 20	2—0 : 15	2—0 : 20	2—0 : 20
мотор	2—1 : 00	2—1 : 15	2—1 : 15	2—1 : 15	2—1 : 15	2—2 : 00
аккумуляторную батарею	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
стартер	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
генератор	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
магнето	2—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 10	2—0 : 10
карбюратор . . .	2—0 : 20	2—0 : 20	2—0 : 20	2—0 : 20	2—0 : 20	2—0 : 20

Продолж. табл 69

Операция	Одномоторные самолеты				Многомоторные самолеты	
	Полетный вес, *кг*					
	450—1600		1600—3200		3200—9000	
	Мощность, *л. с.*					
	40—100	150—250	250—325	425—650	300—600	900—1200
Проверить работу прерывателей	1—0:05	1—0:10	1—0:10	1 0:10	1—0:20	0—0:20
Снять и установить:						
свечи для зажигания	1—0:20	1—0:25	1—0:30	1—0:30	1—0:30	1—0:30
водяную помпу	1—0:45	1—1:00	1—1:15	1—1:45	1—1:30	1—1:45
масляную »	1—0:45	1—1:00	1—1:00	1—1:00	1—1:00	1—1:00
бензиновую помпу	1—0:30	1—0:30	1—0:30	1—0:30	1 0.30	1—0:30
водяной радиатор	1—0:20	1—0:25	2—0:30	2—0:45	2—0:45	2—0:45
масляный »	1—0:10	1—0:15	1—0:15	1—0:20	1—0:20	1—0:20
заслонки водяного радиатора	1—0:10	1—0:15	1—0:15	1—0:15	1—0:15	1—0. 15
заслонки масляного радиатора	1—0:05	1—0:05	1—0:07	1—0:10	1—0:10	1—0:10
управление дросселем мотора	1—0:05	1—0:10	1—0:10	1—0:10	1—0:10	1—0:10
механизм высотной регулировки мотора	1—0:05	1—0:10	1—0:10	1—0:10	1—0:10	1—0:10
управление зажиганием мотора	1—0:05	1—0:10	1—0:10	1—0:10	2—0:10	2—0:10
управление заслонкой мотора	1—0:05	1—0:10	1—0:10	1—0:10	2—0:10	2—0:10
управление стартером мотора	1—0:05	1—0:10	1—0:10	1—0:10	2—0:10	2—0:10
Осмотреть моторную установку	1—0:10	1—0:15	1—0:15	1—0:20	2—0:20	2—0:20
Осмотреть принадлежности моторной установки	1—0:10	1—0:10	1—0:10	1—0:15	1—0:15	1—0:15
Бензиновая система						
Снять и установить:						
главный бензиновый бак	1—0:15	1—0:20	2—0:15	2—0:20	2—0:20	2—0:30
запасный бак	1—0:05	1—0:10	1—0:15	1—0:20	1—0:20	1—0:20
фильтры	1—0:05	1—0:05	1—0:05	1—0:05	1—0:05	1—0:05
регуляторный клапан	1—0:10	1—0:15	1—0:15	1—0:20	1—0:20	1—0:20
бензиновый провод (от бака к клапану)	1—0:10	1—0:12	1—0:15	1—0:20	1—0:20	1—0:20
бензиновый провод (от клапана к карбюратору)	1—0:05	1—0:10	1—0:12	1—0:15	1—0:15	1 0:15
бензиновый провод (запасный)	1—0:10	1—0:12	1—0:15	1—0:20	1—0:20	1—0:20
Осмотреть бензиновую систему	1—0:10	1—0:15	1—0:15	1—0:15	1—0:20	1—0:20

Продолж. табл. 69

Операция	Одномоторные самолеты				Многомоторные самолеты	
	Полетный вес, *кг*					
	450—1600		1600—3200		3200—9000	
	Мощность, *л. с.*					
	40—100	150—250	250—325	425—650	300—600	900—1200
Система смазки						
Снять и установить:						
масляный бак . . .	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	2—0 : 10	2—0 : 20	2—0 : 20
» фильтр .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
маслопровод (от бака к помпе) .	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15
маслопровод (от бака к радиатору)	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15
маслопровод (от радиатора к баку)	1—0 : 05	1—0 : 07	1—0 : 07	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15
Осмотреть системы смазки	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 20	1—0 : 20
Осветительная система						
Снять и установить:						
один посадочный огонь (полный) .	1—0 : 20	1—0 : 20	2—0 : 15	2—0 . 15	2—0 : 15	2—0 : 15
то же (лампа) .	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 15
рефлектор для посадочного огня	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
стекло для посадочного огня .	1—0 : 03	1—0 : 03	1—0 : 03	1 0 : 03	1—0 : 03	1—0 : 03
путевой огонь (полный)	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
покрышку для путевого огня . . .	1—0 · 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
лампу для путевого огня	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02
лампу для освещения приборов .	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02
лампу в кабине .	1—0 : 02	1 0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02
щит для пробок	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
пробку	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02	1—0 : 02
щит для переключателей . . .	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
переключатель или реостат	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
Осмотреть электросистемы	1—0 : 10	1—0 : 20	1—0 : 20	1—0 : 20	1—0 : 20	1—0 : 20
Приборы						
Снять и установить:						
доску с приборами	1—0 : 15	1—0 : 20	1—0 : 25	1—0 : 30	2—0 : 20	2—0 : 25
головку тахометра	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05	1—0 : 05
вал »	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15
указатель скорости	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
указатель поворота и крена	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10

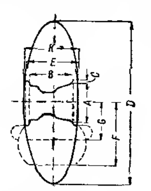
Продолж. табл. 69

Операция	Одномоторные самолеты				Многомоторные самолеты	
	Полетный вес, *кг*					
	450—1600		1600—3200		3200—9000	
	Мощность, *л. с.*					
	40—100	150—250	250—325	425—650	300—600	900—1200
указатель искусственного горизонта	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
указатель гироскопа	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
указатель анероида	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
вариометр	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
часы	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
компас	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
водяной или масляный термометр	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
масляный или бензиновый манометр	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
указатель уровня горючего	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
вольтметр или амперметр	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
указатель сноса	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
» крена	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
инклинометр	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 10
Осмотреть приборы	1—0 : 10	1—0 : 10	1—0 : 15	1—0 : 15	1—0 : 20	1—0 : 20

Таблица 70

Стандартные части и оборудование

Обтекаемые шины Гуднир



A—диаметр обода, *B*—ширина обода, *C*—высота борта (фланца), *D*—диаметр пневматика, *E*—ширина пневматика у фланца, *F*—радиус колеса под нагрузкой, *G*—радиус обжатого пневматика, *K*—ширина пневматика и колеса

Размер пневматика дюймы	Размеры, *мм*								Максимально допускаемые		Вес
	A	*B*	*C*	*D*	*E*	*F*	*G*	*K*	нагрузка, *кг*	давление *кг/см²*	*кг*
8.00—4 [1]	73	68	8	197	81	81	56	85	181,5	2,81	1 38
10.50—4 [1]	81	92	10,5	262	109	101	66	112	318	2,81	2,45
13,25—4 [1]	100	121	12,7	328	137	127	81	166	500	2 81	3.77
15 50—4 [1]	119	142	13.5	394	161	155	99	165	682	2,81	5.55
18,00—6 [1]	138	166	16	450	187	175	112	191	975	2,81	8.4

[1] См. сноску на стр. 314.

Размер пневматика дюймы	Размеры *мм*								Максимально допускаемые		Вес *кг*
	A	*B*	*C*	*D*	*E*	*F*	*G*	*K*	нагрузка, *кг*	давление *кг/см²*	
20,00—6 [1]	152	185	19	500	208	196	124	215	1180	2,95	19,3
28,00 [1]	—	—	—	—	—	—	—	—	2265	2,95	—
15,50—4	119	142	13,5	394	161	152	101	165	238	1,83	5,55
18,00—4	138	166	16	450	187	173	112	192	386	1,83	8,4
24,00—4	318	178	16	602	192	252	198	204	727	1,83	18,5
27,00—4	356	197	17,5	675	216	282	221	226	1000	1,97	24,9
31,00—6	406	228	19,5	772	248	320	252	256	1410	2,25	36,6
36,00—6	476	267	20,5	890	290	374	292	300	2040	2,39	56,3
40,00—8	527	298	24	990	322	412	322	332	2720	2,67	66,5
45,00—8	603	310	24	1130	363	470	366	376	3675	2,95	97,5
50,00—8	660	374	27	1240	402	515	399	414	4530	2,95	120

Таблица 71

Обтекаемые пневматики

Размер пневматика дюймы	Размеры в *мм*								Максимальные допускаемые		Вес *кг*
	A	*B*	*C*	*D*	*E*	*F*	*G*	*K*	нагрузка, *кг*	давление *кг/см²*	
8 00 [2]	127	81	—	—	—	—	—	84	182	2,82	0,62
10,50 [2]	267	109	—	—	—	—	—	113	318	2 82	0,88
13,25 [2]	337	137	—	—	—	—	—	140	500	2 82	1,45
15,50 [2]	394	161	—	—	—	—	—	165	681	2 82	2,1
18,0 [2]	458	186	—	—	—	—	—	191	910	2,82	2,9
20,0 [2]	508	208	—	—	—	—	—	216	1180	2,96	4 1
28,0 [2]	712	—	—	—	—	—	—	292	2270	2,96	—
27—4	356	219	17,5	700	248	281	—	—	1205	1,97	26,4
30—4	388	251	19,0	763	270	306	—	—	1475	2,12	33,2
33—6	420	266	20,6	833	298	342	—	—	1955	2,32	44,5
36—6	452	292	22,2	930	343	368	—	—	2730	2,39	—54,3
39—8	477	326	23,8	1000	382	396	—	—	3640	2,64	—73,4
44—8	560	366	27	1130	412	450	—	—	4760	3,10	102
47—10	597	407	29	1210	445	480	—	—	6130	3,45	116
56—10	687	—	30	1420	520	565	—	—	7950	3,10	149
60—12	745	488	32	1525	577	618	—	—	10000	3,16	179
65—14	795	—	38	1650	604	654	—	—	12270	3,38	129,5 [3]
73—16	870	—	40	1855	725	747	—	—	15900	3,17	187,5 [3]
80—18	952	—	41	2280	804	818	—	—	19500	3,17	248 [3]
90—20	1175	—	43	2280	905	917	—	—	25000	3,17	355 [3]
93—20	1120	—	43	2360	935	950	—	—	26600	3,17	378 [3]
96—20	1150	—	45	2440	963	980	—	—	28400	3,17	410 [3]
100—22	1210	—	45	2540	998	1020	—	—	30650	3,17	469 [3]

[1] Хвостовые колеса консольные и без тормозов. В вес колеса не включен вес оси. Приведен вес покрышки, камеры, колеса, механического тормоза и втулки оси. Покрышки и камеры «стандартного» типа. Максимальные нагрузки, рекомендуемые для применения в гражданской авиации. Размеры колес и веса см. на стр. 316. Подсчет полного веса приведен для колес «Аутофан» с механическими тормозами

[2] Хвостовые колеса консольного типа (без тормозов). В вес колес не включен вес оси

[3] Только вес камеры и покрышки. Эскиз и замечания по размерам и весам колес см. на следующих страницах.

Колеса для обтекаемых пневматиков *Таблица 72*

(Фирма Auto-Fan and Bearing C° и Bendix Corp. Variety M f C°). Колеса могут быть изготовлены из дуралюмина или из электрона (фирма Auto-Fan). Электронные колеса приблизительно на 30% легче дуралюминовых

Размер пневматика дюймы	Максимальный вес, *кг* [1]				Тормоз	
	колесо и тормоз	ось	общий вес	тип	диаметр *см*	диаметр болта *см*
18	3,22	—	3,22	Мех.	10 2	0,79
21	6,9	0,86	7,76	»	22,9	0,6
24	13,3	1,65	14.95	»	25,5	0,6
27	14,55	1,90	16,45	»	27,9	0,6
31	18,5	3,30	21.8	»	33	0,8
36	23,1	5,35	28,45	Гидр.	38	0,95
40	32,8	5,6	38,4	»	43,2	0,95
45	51,0	6,36	57,36	»	50,8	1 95
50	54 8	9,45	64,25	»	55,8	1.27
60	—	—	—	»	66 0	1,59

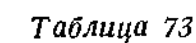
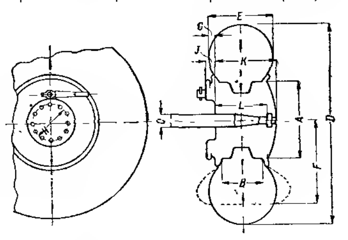


Таблица 73

Пневматик низкого давления

Пневматик Гудрич, колеса Auto-Fan, Бендикс или Уорнер с механическими тормозами и подшипниками Timken

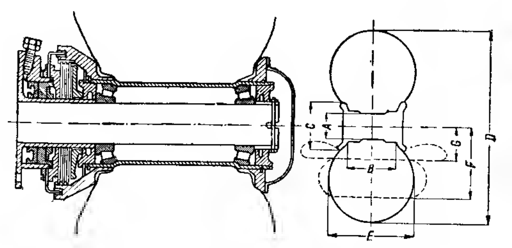


Размеры пневметиков дюймы	Размеры, *мм*										
	A	B	$C^{+0,000}_{-0,025}$	D	E	F	G	H	J	K	L
6×2½	—	—	19	150	64	74	—	—	—	—	70
10×4	—	—	25,4	254	102	122	—	—	—	—	109
5—4	102	80	16	332	127	132	—	—	—	—	132
7—5	127	127	31,8	437	178	173	—	—	—	—	173
8—5	127	127	31 8	495	187	193	—	—	—	—	173
9—6	152	171	31.8	560	236	216	—	—	—	—	—
8—4	102	140	31,8	494	212	167	—	—	—	—	—
7—5	127	127	33,3	445	179	184	— 6.9	50,8	—	195	165
6 5—10	254	122	38	560	166	234	+14,5	121	20	164	137
7 5—10	254	122	38	593	181	244	21	121	20	164	137
8 5—10	254	159	50,8	652	221	265	22	121	20	199	171
9,5—12	305	178	50,8	740	247	305	28	121	26,2	215	177
11,0—12	305	178	50,8	814	268	336	41,4	121	26.2	215	177
12 5—14	356	242	63,6	940	318	381	28,4	146	32	289	254
15 0—16	407	286	76,3	1080	375	427	42	203	31,8	336	301
17,0—16	407	336	76,3	1135	428	449	3,5	203	—	—	—

Примечание. Оставляется допуск в 3% на увеличение размеров пневматиков в ширину и высоту при эксплоатации.

[1] Веса дуралюминовых колес.
[2] Сплошные
[3] Пневматические, для хвостовых колес.

Пневматики Гудиир



Размер пневматика дюймы	Размеры, *мм*							Рекомендуемые (максимальные) величины				Вес полный[1] *кг*[2]	
								обычные		усиленные			
	A	B	C	D	E	F	G	нагрузка *кг*	давление *кг/см²*	нагрузка *кг*	давление *кг/см²*	обычный	усиленный
12×5 —3[2]	76.2	88,9	119	305	124	119	81,3	270	2,10	545	4,22	3,45	3,6
16×7 —3[2]	76 2	139,7	119	388	182	146	81.3	500	1,76	885	3,51	5,0	5,2
18×8 —3[2]	76 2	139,7	119	447	207	170	89	630	1,76	1020	3,51	6.1	6,3
19×9 —3[2]	76 2	139,7	119	504	240	194	89	700	1,4	1295	2,81	7,3	7,6
22×10—4[2]	101,6	177.8	165	511	262	199	112	860	1,4	1408	2.81	10,7	11,6
16×7 —3	76 2	139,7	119	388	182	146	94	270	0,83	408	1,4	7,5	7,3
18×8 —3	76.2	139,7	119	445	207	174	97	360	0.83	533	1.4	8,6	8 9
19×9 —3	76,2	139,7	119	504	240	194	97	465	0,83	620	1,22	9,9	10.2
22×10—4	101.6	177.8	165	511	262	202	132	727	1,05	860	1,4	13,8	14,6
25×11—4	101,6	177,8	165	620	287	225	132	880	1.05	1000	1,22	15,2	16,8
27×12—5	127	228.6	190	662	310	248	165	1180	1,22	1580	1,76	24,8	26,7
29×13—5	127	228,6	190	715	340	264	165	1540	1,4	1740	1,58	27,5	29.4
30×13—6	152	228,6	226	736	335	279	165	1540	1,4	2100	1,94	31,3	33
35×15—6	152,4	228,6	226	850	392	335	165	2130	1,4	2550	1,76	38	39
40×18—7	177,8	279,4	254	990	451	345	216	3170	1,4	3830	1,76	61	63
41×18—8	203	330,2	279	1010	474	358	233	3170	1,4	4140	1,94	61,2	71,5
44×20—8	203	330 2	279	1010	518	386	233	3950	1,4	4750	1,76	71,2	82
45×20—10	254	356	394	1130	513	437	269	5450	2.11	—	—	88,5	95,5

Примечание. Вместо гидравлических могут применяться механические тормоза. Размер G будет несколько меньше (для колес шасси) и шины будут иметь клапаны, которые несколько увеличивают вес.

[1] В вес колеса шасси включаются веса покрышки и камеры, гидравлического тормоза с втулкой, но без оси.

[2] Хвостовые колеса без тормозов, дан вес втулки без оси.

Поглощаемая энергия \ Размер пневматика	22×10—4	25×11—4	30×13-6	44×20—8
Работа, поглощаемая при ударе при обжатии, равном 75% от максимального, *кгм*	103	173	426	1325

Таблица 76

Веса пневматиков низкого давления

Размер пневматиков, дюймы	Максимальные допустимые		Вес, *кг*					Тормоз		
	нагрузка *кг*	давление *кг/см²*	шина	камера	колесо[1]	ось	общий вес	тип	число болтов	диаметр болтов *мм*
6×2½[2]	226	—	—	—	—	—	1,68	—	—	—
10×4[2]	408	—	—	—	—	—	6,05	—	—	—
5—4[3]	545	3,86	2,27	0,4	1,5	—	4,17	—	—	—
7—5[3]	1020	3,86	4,12	0,7	3,2	—	6,6	—	—	—
8—5[3]	1225	3,50	6,85	0,9	3,1	—	10,8	—	—	—
9—6	1360	2,80	7,0	1,18	5,35	—	13,5	—	—	—
8—4	250	0,7	2,5	0,74	—	—	—	Гидр.	—	—
7—5	363	0,92	2,9	0,64	3,4	—	6,95	Мех.	6	8
8—5	408	0,92	3,7	0,9	3,4	—	8,00	—	—	—
6,5—10	590	1,750	4,17	1,32	5,9	1,05	12,4	—	—[4]	10
7,5—10	725	1,750	5,27	1,5	7.1	1,1	14,9	Гидр.	—[4]	10
8,5—10	884	1,750	5,95	1,8	7,7	1,5	17,0	—	—[4]	10
9,5—12	1180	1,750	9,95	2,4	9,1	2,3	23,7	—	12	10
11—12	1680	2,0	14,0	3,3	10,9	2,3	30,5	—	12	10
12 5—12	2270	2,0	23,0	4,6	14,1	4,3	46,0	—	12	10
15,0—16	3175	2,000	32.8	6,5	29,5	—	69,0	—	12	15
17,0—16	5680	3,02	55,0	7,85	—	—	—	—	—	—

Примечание. Специальные многослойные пневматики имеются и для больших нагрузок.

[1] Колеса с тормозами.
[2] Сплошной.
[3] Пневматик; хвостовые колеса.
[4] Специальные расположения болтов.

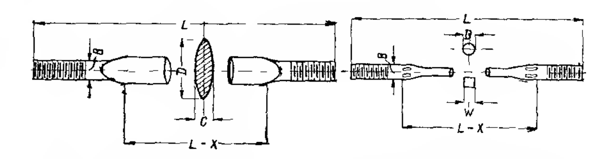
Таблица 77

Размеры наконечников тяг

Номинальная прочность в *кг*	*B*, *мм*	*H*, *мм*	*S*, *мм*	*G*, *мм*	*D*, *мм*	*F*, *мм*
454	33,0	9,5	9,5	2,8	4 3	6,4
950	39,6	11,9	12,7	3,8	4,3	7,9
1 540	45,8	15 9	15,9	5 2	6,4	11 0
2 750	50,8	21 4	19,0	5,2	9,5	14,3
3 625	57,0	22 3	22,3	6,6	9,5	14,3
5 200	63 5	25 4	25,5	8,8	11,1	18,2
7 000	71,3	30,3	30,3	10,3	12,7	20,7
9 160	82 6	35,0	35,0	11,5	14,3	23,4
11 200	86.0	38,0	38,0	13,0	15,9	27.0
13 600	92,0	42,0	42,0	14,6	17,4	28,7

Таблица 78

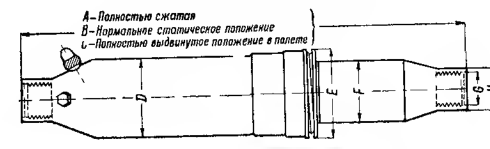
Прочность и размеры стандартных расчалок



Номинальная прочность *кг*	Размеры и нарезка дюймы	*B* *мм*	*X* *мм*	*K* *мм*	Обтекаемые, *мм*		Круглые *мм*	Квадратные *мм*
					C	*D*		
454	6—40	3,5	102	32	1,2	4 9	2,5	2,3
950	10—32	4,8	108	38	1,6	6 5	3,4	3,0
1 540	1/4 —28	6,4	120	48	2,2	8,9	4 6	3,9
2 750	5/16—24	8 0	127	54	2,8	11,2	5 7	5,1
3 625	3/8 —24	9,5	133	57	3,4	13 7	6 9	6.0
5 200	7/16—20	11,1	146	63	4,0	15,2	8 3	7 3
7 000	1/2 —20	12,7	158	73	4,6	18 6	9 6	8,3
9 160	9/16—18	14,3	172	83	5,3	21,0	—	—
11 200	5/8 —18	15,8	184	89	5,9	23 5	—	—
13 600	11/16—16	17 5	197	92	6,6	26,3	—	—

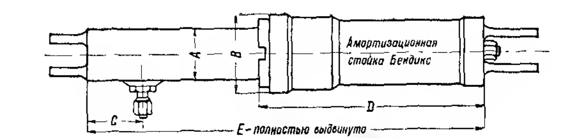
Таблица 79

Амортизационные стойки



Тип	Площадь поршня $см^2$	Размеры, *см*								Вес стойки *кг*	Макс. статическая нагрузка *кг*
		A	*B*	*C*	*D*	*E*	*F*	*G*	*H*		
CV16	13,4	45,4	58,2	65,8	5,9	7 4	4,1	3,5	4,1	4	—
CV20	20,3	45,4	58,2	65,8	6 9	8,3	5,1	3,8	5,1	4,8	450
CV26-A	35,0	50,0	62,8	70,0	8,6	9,9	6,7	3,8	5,1	6,8	900
CV30-A	45,5	50,0	62,8	70,0	9,5	10,8	7,6	4,4	5,7	7,8	1125
CV35	62,0	53,3	66,0	73,7	11,4	12,7	8,9	5,1	6,3	10,4	1700
CV40	81,0	53,3	66,0	73,7	12,7	14,0	10,0	5,1	6 3	12,7	2250
CV45	102 5	62,3	75,0	82,5	—	—	11 4	—	—	15,4	2720
CV47	114,2	56,5	69,2	77,0	—	—	11 8	—	—	16,3	3400
CV57	167,5	76,2	89 0	96,5	17 5	18,9	14,6	8,9	10.0	33,0	4500

Таблица 80



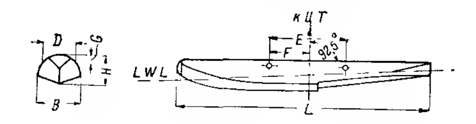
Статическая нагрузка на стойку *кг*	Ход *см*	Размеры, *см*					Вес для длины E[1] *кг*	Увеличение веса на 1 *см* хода *кг*
		A	*B*	*C*	*D*	*E*[2]		
450	15	3,8	6.0	6,5	25 4	49,4	2,6	0,089
680	15	4,4	6.7	6.3	25.4	49.2	3.1	0.089
900	15	5.1	7,3	6.2	25,4	49,1	3.5	0,111
1125	15	5.7	7,9	6,0	25,4	49,0	4,1	0,134
1350	15	6.3	8 6	6,0	25,7	49 2	4,8	0,156
1800	15	7,0	9 2	6,0	25 7	49 2	5.5	0,178
2250	15	7,9	10 6	6,0	27,3	51	7 2	0,223
2720	15	8,9	11,6	5,9	27,3	51	8,7	0 268
3600	15	10,5	13 2	5 9	27,3	51	11,2	0,357
4500	15	11,7	14,8	5,9	29.6	53	14,4	0,446
5400	15	12,7	15,7	5 9	29.6	53	16,0	0 491

[1] Длина и вес ушей стойки не учтены.
[2] На каждый сантиметр хода длина увеличивается на 2 *см*.

Таблица 81

Одинарные поплавки (Brewster и С°)

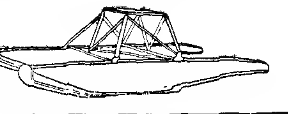
(размеры и вес одного поплавка без подкосов)



Величина A[1] кг	L м	B мм	H мм	D мм	E мм	F мм	G мм	Вес кг
570	4.2	610	453	451	1260	640	81	45,3
715	4.5	654	485	485	1360	693	89	52,5
800	4.7	654	485	523	1410	720	94	57
900	4,9	654	525	523	1450	742	94	61
1000	5,0	762	525	563	1512	778	101	67
1130	5,3	762	570	563	1540	810	101	72
1260	5,5	819	570	630	1640	840	109	79
1420	5,7	819	613	630	1700	870	109	88
1580	5,9	883	613	650	1760	905	117	97
1775	6,2	883	660	650	1820	940	117	110
1990	6,4	952	660	703	1900	975	127	122
2225	6,6	952	712	703	1980	1010	127	138
2495	6,9	1028	712	760	2060	1050	140	158
2795	7,2	1028	770	760	2140	1090	140	181
3135	7,4	1111	770	820	2230	1130	150	208
3500	7,7	1111	830	820	2300	1160	150	230
3930	8,0	1202	830	890	2390	1220	162	255
4400	8,3	1200	895	890	2480	1270	162	288
4950	8,8	1219	830	930	2720	1460	137	300
5540	9,1	1270	865	970	2750	1525	142	315
6200	9,5	1331	900	1000	2850	1590	150	338
6950	10,6	1382	932	1040	2960	1593	155	365
7780	10,2	1433	970	1080	3070	1510	160	395

[1] Величина *A* обозначает водоизмещение погружаемой части одного поплавка в килограммах, т. е. максимальный полетный вес гидросамолета.

Таблица 82



Сдвоенные цельнометаллические поплавки

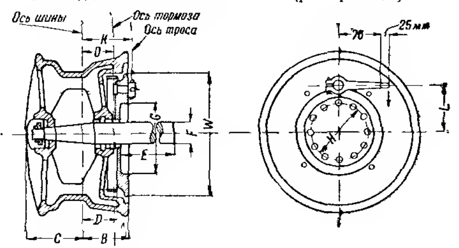
(Edo Aircraft Corp)

Модель [1]	Вес [2] сухопутного самолета кг	Вес [3] поплавкового самолета кг	Вес [4] поплавков кг	Количество [5] водонепроницаемых отсеков	Общая [6] ширина м	Общая [7] длина м	Расстояние [8] между осями поплавков м	Максимальная [9] осадка м
486	272—463	510	48	4	2,28	3,74	1,67	0,28
735	453—653	735	81,7	5	2,82	4,43	2,16	0,356
890	653—800	890	91,0	6	2,83	5,03	2,16	0,368
1100	800—1000	1100	104,3	5	3,13	5,20	2,39	0,420
1310	1000—1190	1310	118,0	6	3,13	5,80	2,39	0,420
1560	1090—1500	1635	142,0	5	3,37	6,02	2,54	0,470
1815	1500—1725	1910	165,0	6	3,47	6,63	2,64	0,483
2110	1725—1990	2220	180,0	6	3,65	6,61	2,69	0,533
2450	1990—2400	2570	189,0	6	3,70	6,92	2,74	0,560
2830	2400—2810	2970	198,0	7	3,8	7,23	2,84	0,585
3210	2770—3180	3380	181,6	6	—	7,81	—	0,815
4180	3630—4130	4420	272	7	—	9,05	—	0,840
5670	4530—5450	6050	430	10	—	9,33	—	1,30
6400	5450—6230	6700	467	11	—	9,55	—	1,32
7150	6230—6810	7520	481	11	—	9,80	—	1,345
7630	6350—7500	8030	500	11	—	10,00	—	1,32

[1] Номер модели указывает полное водоизмещение одного из поплавков в *кг*.
[2] Рекомендуется для сухопутных самолетов, вес которых с полной нагрузкой находится в данных пределах.
[3] Максимальный допустимый вес поплавкового самолета с полной нагрузкой, согласно предписанию ДТ.
[4] Среднее увеличение веса, вызванное поплавковой установкой, с учетом снятия колесного шасси и костыля.
[5] Общее число водонепроницаемых отсеков в каждом поплавке.
[6] Общая ширина поплавковой установки.
[7] Общая длина каждого поплавка, не считая водяных рулей.
[8] Расстояние между осями поплавков.
[9] Максимальная осадка при полной нагрузке.

Таблица 83

Колеса для обтекаемых пневматиков (размеры в *см*)



Обозначение пневматика (размер в дм.)	B	C	D	E	$F^{+0,0}_{-0,0025}$	G	H [1]	K	L	O
18 [2]	9,3	9,8	—	7,6	3,81	—	—	—	—	—
21	8,7	9	6,8	7,6	3,81	11,9	10,2	10,2	7,2	5,6
24	10	10,4	8,2	10	5,08	14,1	12,1	11,1	8,9	6,9
27	11	11,7	9,2	10	5,08	14,1	12	12,7	9,8	7,9
31	12,6	13,3	10,3	12,7	5,08	16,7	14,6	14	12	8,9
36	14,6	15,6	11,7	15,7	7,62	20,7	17,7	15,7	15,9	10,9
40	16,3	17,3	12,7	15,2	7,62	20,7	17,7	—	—	—
45	18,3	19,4	14,6	15,2	7,62	23,5	20,2	—	—	—
50	20,3	21,6	17	19	9,52	23,5	20,2	—	—	—
60	24,4	25,9	19,7	20,3	10,16	27,0	22,9	—	—	—

Колеса для обтекаемых пневматиков

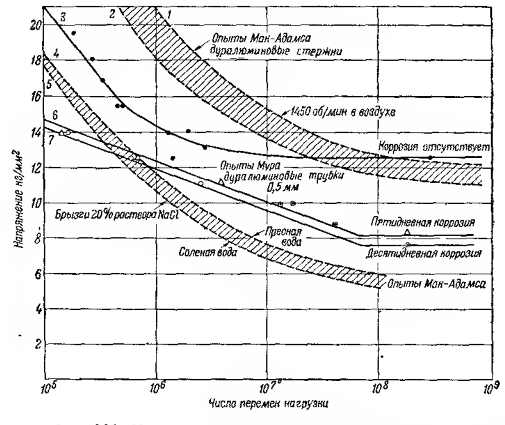
(Колеса могут быть изготовлены из дуралюмина или из электрона. Электронные колеса приблизительно на 30% легче дуралюминовых)

Обозначение (размер пневматика в дм.)	Максимальный вес, *кг* [3]				Тормоз	
	колесо и тормоз	ось	общий вес	тип	диаметр *см*	диаметр болта *см*
18	3,2	—	3,2	Механический	10,16	0,8
21	6,9	0,8	7,7	»	22,9	0,6
24	13,3	1,66	14,93	»	25,5	0,6
27	14,5	1,93	16,43	»	27,9	0,6
31	18,5	3,3	21,8	Оба	33	0,8
36	23,1	5,36	28,4	Гидравлический	38	0,95
40	32,8	5,55	38,3	»	43,2	0,95
45	50,8	6,35	57,2	»	50,8	1,27
50	54,7	9,45	64,0	»	55,8	1,27
60	—	—	—	»	66,0	1,59

[1] Двенадцать равномерно расположенных отверстий для болтов на окружности диаметром *H* (*G* — диаметр фланца тормоза), шесть произвольно расположенных болтов через одно отверстие (диаметры даны в таблице ниже).

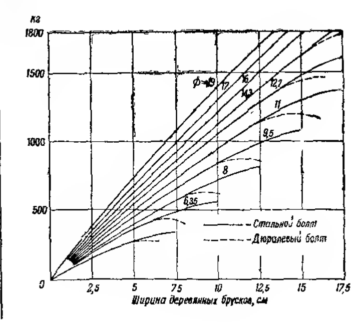
[2] Колесо для легких самолетов, в котором используется восемнадцатидюймовый обтекаемый пневматик для хвостовых колес.

[3] Вес дуралюминовых колес.

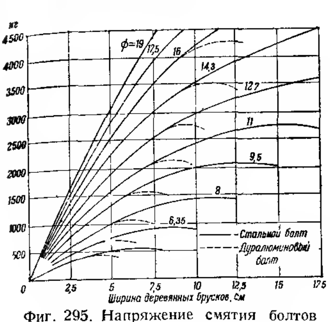


Фиг. 293. Характеристики выносливости дуралюмина.

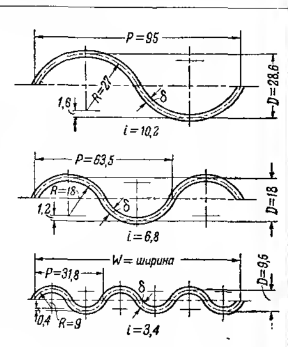
	Исходные величины	После 5 дней коррозии	После 10 дней коррозии
Временное сопротивление, *кг/мм²*	49,2	47,4	48
Предел пропорциональности, *кг/мм²*	28,8	27,8	23,6
Предел усталости, *кг/мм²*	12,7	8,5	7,8
Удлинение, %	16,8	12,4	12,5



Фиг. 294. Напряжение смятия болтов в спрусе перпендикулярно волокнам

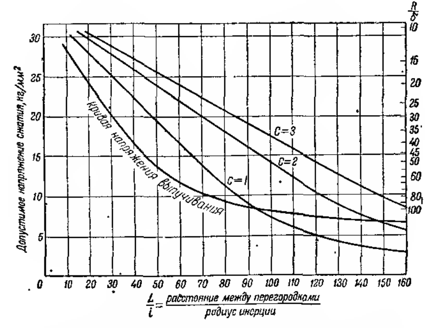


Фиг. 295. Напряжение смятия болтов в спрусе параллельно волокнам (по данным Варнера и Джонсона).

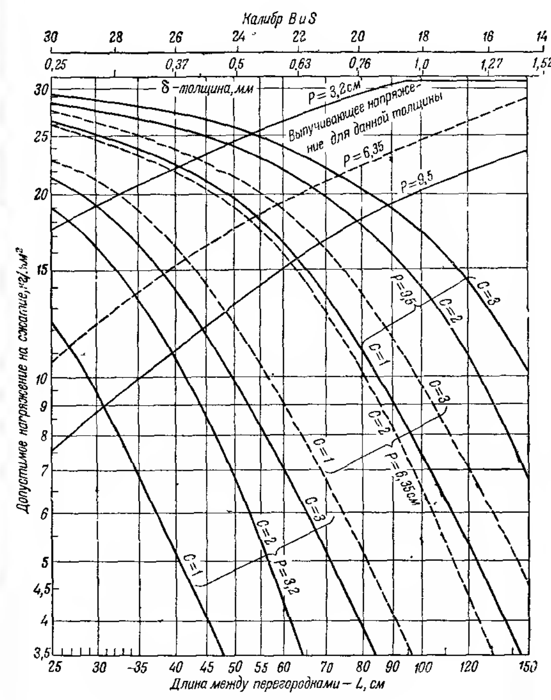


Фиг. 296. Размеры стандартного дуралюминового гофра (США).

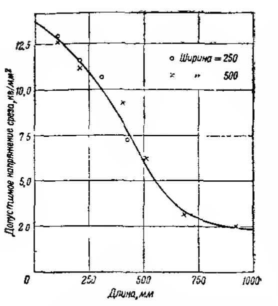
Размеры стандартного дуралюминового гофра· δ—толщина листа; P — шаг гофра, D — высота волны 0,300 P; R — радиус волны гофра 0,282 P; I — момент инерции сечения, относительно оси X, $I = 0{,}158\,\delta D^2 W$; W — ширина листа (см. фиг. 206); W_e — ширина развертки гофра 1,228 W; A—площадь поперечного сечения $W_e \cdot \delta$; i — радиус инерции 0,359 D, c — коэфициент заделки 1,0 для листа, поддерживаемого лишь шпангоутами (переборками), 1,5 для листа гофра, покрытого приклепанным плоским листом, 1,5 при заделке по краям и $W < \frac{3L}{4}$ и 3,0 для листа гофра, подклепанного под прямым углом дополнительным гофром.

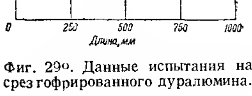


Фиг. 297. Допустимое напряжение для гофрированного дуралюмина (левая кривая соотв. местной потере устойчивости).



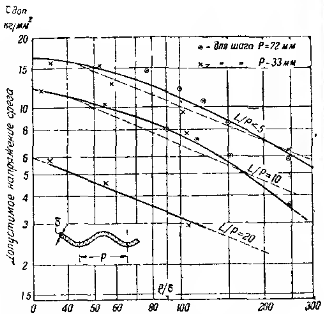
Фиг. 298. Допустимое напряжение для гофрированного дуралюмина (P — шаг в *см*).



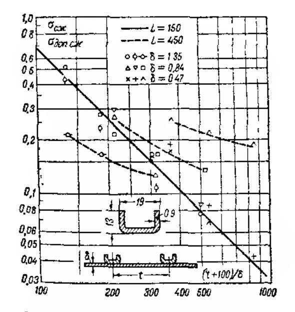


Фиг. 299. Данные испытания на срез гофрированного дуралюмина.

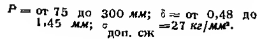
Шаг=33 *мм*, δ=0,5 *мм*.



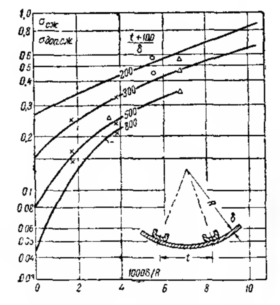
Фиг. 300. Данные по испытаниям на срез гофрированного дуралюмина.



Фиг. 301. Прочность на сжатие плоского дуралюминиевого листа с U-образными швеллерами.

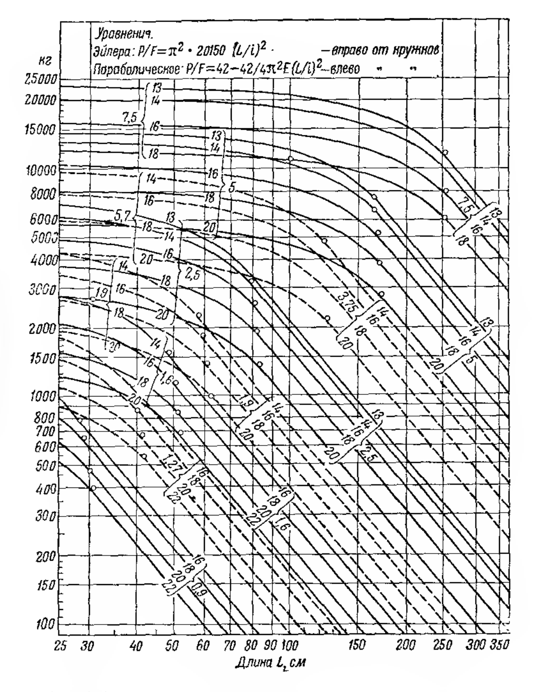


P = от 75 до 300 *мм*; δ = от 0,48 до 1,45 *мм*; $\sigma_{\text{доп. сж}}$ = 27 *кг/мм²*.



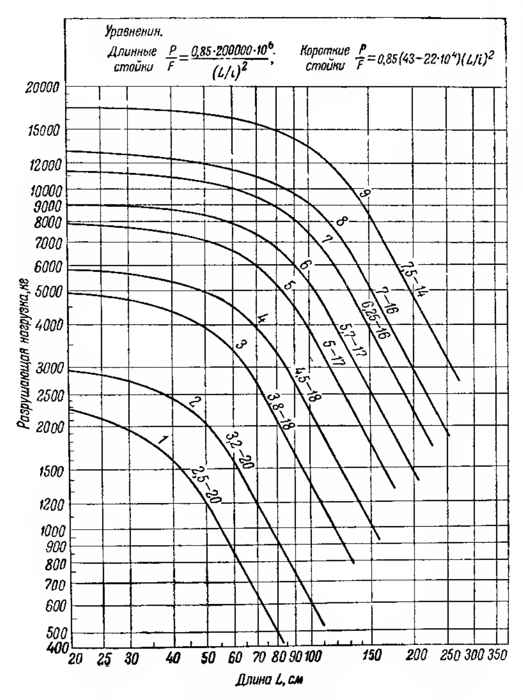
Фиг. 302. Прочность на сжатие криволинейного дуралюминового листа с U-образными стрингерами.

L=150 *мм*.



Фиг. 303. Прочность круглых трубчатых стоек из стали SAE-4130 (график для расчета по формуле Эйлера-Джонсона).

Цифры перед скобкой означают наружный диаметр трубы в сантиметрах, цифры внутри скобки калибр трубы по SAE.



Фиг. 304. Прочность обтекаемых трубчатых стоек из стали SAE-4130 (график для расчета по формуле Эйлера-Джонсона).

Первая цифра — наружный диаметр, вторая — калибр трубы по SAE.

ЛИТЕРАТУРА

Основные труды, которыми пользовался автор при составлении настоящей книги, перечислены ниже. Остальная библиография дана в конце каждой главы.

1. Warner и Johnston, Aviation Handbook, McGraw-Hill.
2. Driggs, H. Ivan, The Light Airplane, Technical Note NACA TN № 311, 326.
3. Niles и Newell, Airplane Stress Analysis, Wiley.
4. A. Klemin, Airplane Stress Analysis, Ronald Press.
5. Yonnger и Ward, Airplane Construction and Repair, McGraw-Hill.
6. M. Langley, Metal Aircraft Construction, Pitman.
7. Wm. Munro, Marine Aircraft Design, Pitman.
8. „Aviation", McGraw-Hill, New-York.
9. Aero Digest, Aeronautical Publishing, New-York.
10. L'Aeronautique Gauthiers-Villars et Cie., Paris.
11. Aircraft Engineering, London.
12. The Aeroplane, London.
13. Flight, London.

НОРМЫ ПРОЧНОСТИ

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в США введены новые нормы прочности для коммерческих самолетов „04 — Airplane Airworthiness". Сравнение их с приведенными в этой книге нормами 1935 г. „Airworthiness requirements for aircraft" показало, что новые нормы отличаются от старых, главным образом, стилем и формой изложения. Перегрузки для крыла и шасси, нагрузки на хвостовое оперение, элероны, управление и другие детали остались теми же.

Ниже мы приводим главные изменения и уточнения, внесенные в нормы 1935 г.

1. Нагрузка от неспокойного воздуха для крыла.

Перегрузка при полете в неспокойном воздухе определяется по формуле:

$$n = 1 + \Delta n = 1 \pm \frac{kuVm}{575\,\frac{W}{S}},$$

где u — скорость восходящего или нисходящего потока (скорость порыва ветра в фут/сек.);

V — скорость полета в милях в час;

m — $\frac{dc_y}{d\alpha}$ крыла;

$\frac{W}{S}$ — нагрузка на 1 кв. фут крыла в фунт/кв. фут;

k — коэфициент, равный $\frac{1}{2}\left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{1}{4}}$, больше единицы не берется.

Эта формула в метрических мерах и принятых у нас обозначениях примет вид:

$$n = 1 \pm \Delta n = 1 \pm \frac{kwV\,\frac{dc_y}{d\alpha}}{\frac{G}{S}},$$

где k — коэфициент, равный $0{,}336\left(\frac{G}{S}\right)^{\frac{1}{4}}$;

G — полетный вес самолета в *кг*;

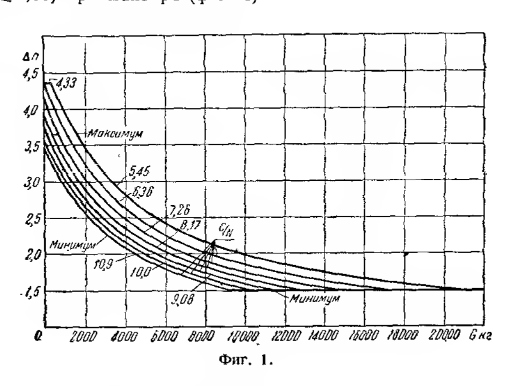
S — площадь крыла в $м^2$;

w — скорость порыва ветра в *м/сек*;

V — скорость полета в *км/час*.

Перегрузка от неспокойного воздуха принимается для основных расчетных случаев, причем если в расчетном случае предусмотрена скорость V_{max}, то w берут равным 9,15 *м/сек* (30 фут/сек.). Когда же расчетной является скорость $V_{max\,max}$, тогда $w = 4{,}6$ *м/сек* (15 фут/сек.).

2. Введены ограничения величины дополнительной перегрузки ($\Delta n \leqslant 4{,}33$) при маневре (фиг. 1).



Фиг. 1.

3. Дана новая формула нагрузки от неспокойного воздуха для вертикального оперения.

Средняя удельная нагрузка

$$\overline{w} = \frac{uVm}{575} \text{ фунт/кв. фут};$$

в принятых у нас обозначениях

$$\overline{p} = 0{,}0173wV\frac{dc_y}{d\alpha} \text{ кг/м}^2,$$

где w — скорость порыва ветра в *м/сек*;

V — скорость полета в *км/час* ($V = V_{max}$);

$\frac{dc_y}{d\alpha}$ — меньше 2 не берется.

4. Введен новый расчетный случай для шасси (боковая нагрузка).

Самолет рассматривается в положении на трех точках с амортизационной стойкой, обжатой соответственно стоянке на земле, и пневматиками, обжатыми на четверть диаметра их поперечного сечения. Считают, что вес самолета приложен к одному колесу, и силы веса направлены перпендикулярно к земле. Кроме того, на колесо действует боковая нагрузка, равная весу самолета,

направленная к плоскости симметрии самолета (в точке касания колеса земли), а также лобовая нагрузка, параллельная земле и равная 0,55 от вертикальной. Коэфициент безопасности равен 1,5.

В новой редакции норм имеются также указания, полезные для расчета. Приводим наиболее важные из них:

Указания по предупреждению флаттера и резонанса собственных частот:

а) Для самолетов, имеющих расчетную скорость планирования $V_{\max\max}$ свыше 320 *км/час*, необходимо производить экспериментальное определение собственных частот основных поверхностей хвостового оперения;

б) Вместо подсчета принятого ранее коэфициента динамической балансировки поверхности управления, равного 0,08 в редакции 1934 г. и $0{,}08\left(3-\frac{1{,}6V_{\max\max}\ км/час}{100}\right)$ в редакции в 1938 г., в изменениях к нормам (от 7 марта 1939 г.) указывается, что все поверхности управления должны быть статически и динамически сбалансированы в такой мере, какая необходима для предупреждения флаттера на всем диапазоне скоростей, включая расчетную скорость планирования $V_{\max\max}$, при этом за ДТ оставляется право предъявлять требования в этом отношении, если это будет сочтено необходимым[1].

Рассмотрен случай остановки моторов, расположенных на одной половине самолета, при работающих на полной мощности моторах на другой половине (считая от плоскости симметрии самолета) при соблюдении прямолинейности полета, коэфициент безопасности равен 1,5.

Изменена терминология нагрузок и введены дополнительные коэфициенты безопасности для некоторых деталей (см. табл. 1).

Таблица 1

Дополнительные коэфициенты безопасности

(при расчете на разрушающие нагрузки)

Наименование детали	Дополнительный запас прочности
Крепление (за исключением узлов управления)	1,10
Литые детали	2,00
Двойные параллельные растяжки несущей фермы	1,05
Трубы, работающие на кручение, применяемые как шарниры	1,6
Шарниры поверхностей управления	6,67[2]
Узлы проводки управления	3,33

[1] Это дает основание считать, что вопросу борьбы с флаттером в США в настоящее время уделяется большое внимание. *Прим. ред.*

[2] Только по отношению к напряжению смятия.

Дано указание о том, что распределение нагрузки по крылу должно возможно ближе соответствовать распределению нагрузки в полете (в приводимой здесь редакции норм изложен приближенный способ этого распределения);

Дано указание, что при давлении, равном приблизительно 3,5 *кг/см*^{2}, в баках не должно быть ни повреждений, ни течи;

Противопожарная перегородка должна иметь толщину одного листа из нержавеющей стали 0,38 *мм*, или двух листов алюминиевых (можно из алюминиевых сплавов) 0,51 *мм*, скрепленных между собой и имеющих прокладку из асбестовой бумаги или ткани толщиной не менее 0,32 *мм*.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ ПРИГОДНОСТИ САМОЛЕТОВ К ПОЛЕТУ

(Из «Авиационного бюллетеня» № 7А, действующего с 1 октября 1934 г.)

ОБЩАЯ ЧАСТЬ

§ 1. Характер требований

А. Приводимые ниже технические требования касаются расчета конструкций и летных качеств коммерческих самолетов. Они являются дополнением и частью „Кодекса коммерческой авиации“[1], опубликованного в „Авиационном бюллетене“[2], и дополнены „Авиационным бюллетенем“[3]. Другие технические требования пригодности к полету можно найти также и в следующих бюллетенях:

„Авиационный бюллетень“ № 7F, Технические условия пригодности к полету частей самолета и оборудования.

„Авиационный бюллетень“ № 7G, Технические условия пригодности к полету двигателей и винтов.

„Авиационный бюллетень № 7H, Кодекс коммерческой авиации по ремонту и изменению конструкции самолетов, находящихся в эксплоатации.

„Авиационный бюллетень“ № 7I, Специальные технические условия для транспортных самолетов.

В. Настоящие технические условия соответствуют современному уровню техники самолетостроения. Опыт показывает, что в результате выполнения этих условий при постройке обычных типов самолетов получаются пригодные к полету, хорошо соразмеренные самолеты. Однако новые типы самолетов и новые типы конструкций могут иметь особенности, не укладывающиеся в эти правила. В таких случаях необходимо рассмотреть задачи, возникшие в связи с этим. При небольших отклонениях от технических условий самолет может быть одобрен на основании данных, указывающих, что эти отклонения не имеют отрицательного влияния на пригодность его к полету. При значительных отклонениях необходимо получить специальное разрешение на эти изменения конструкции. Такие самолеты являются по существу экспериментальными и не могут быть

[1] Air Commerce Regulations.
[2] Aeronautics Bulletin, № 7A.
[3] Aeronautics Bulletin, № 26.

допущены к обычной коммерческой эксплоатации до тех пор, пока не будет установлена их пригодность к полету.

C. Летательные аппараты легче воздуха. Настоящие правила не относятся к летательным аппаратам легче воздуха. До накопления достаточного материала в этой области каждый тип конструкции таких аппаратов необходимо рассматривать особо.

D. Планеры. В связи с большим разнообразием типов современных планеров нецелесообразно включать в настоящий бюллетень специальные правила для этой категории летательных аппаратов. Для получения разрешения на планер необходимо представить предварительные сведения с описанием его типа, конструкции, ориентировочных размеров и характеристики, способа его запуска, максимальной скорости буксировки и т. п. По получении этих данных можно выработать технические требования для данного планера.

§ 2. Классификация самолетов

Самолеты делятся на следующие три категории:

А. Обычные самолеты. В эту категорию входят все самолеты, не включенные в последующие категории В и С.

В. Легкие самолеты. Самолеты с полетным весом до 454 *кг* и нагрузкой на крыло не более 29,3 $кг/м^2$.

С. Планеры. Летательные аппараты тяжелее воздуха без силовой установки.

§ 3. Критерии пригодности к полету

Пригодность самолета к полету определяют следующие факторы:

А. Прочность крыльев, поверхностей управления, фюзеляжа, подмоторной рамы и гондол, креплений, системы управления и шасси.

В. Расположение и устройство кабины пилота, помещения для пассажиров и размещение управления.

С. Моторная группа и ее установка.

D. Оборудование и приборы.

Е. Винты.

F. Детали и конструкции.

G. Материалы и качество выполнения (отделка).

Н. Летные качества.

I. Характеристики безопасности.

Некоторые из этих факторов могут быть определены при помощи расчета и чертежей, другие — осмотром, третьи — испытаниями.

§ 4. Порядок выдачи разрешений (лицензий), установленный ДТ

А. Чертежи и расчет на прочность. Представленные на рассмотрение чертежи проверяют в отношении их законченности,

соответствия с общепринятыми требованиями и заданными техническими условиями. Убеждаются в том, что требования расчета учтены в конструкции отдельных деталей и всего самолета и отражены в чертежах. Расчет на прочность проверяют для того, чтобы убедиться, что он не содержит неправильных допущений и математических ошибок.

B. Осмотр. Если представленная на рассмотрение конструкция соответствует заданным техническим условиям и получает одобрение, то фирма должна удостоверить, что самолет, представленный ею к осмотру, построен в точном соответствии с утвержденными техническими условиями. Затем проводят осмотр самолета с тем, чтобы убедиться, что материал и качество выполнения обеспечивают пригодность его к полету. Определяют точный вес пустого самолета и каждой единицы специального оборудования.

C. Летные испытания. Затем самолет должен пройти летные испытания (стр. 392). После успешного их прохождения самолет получает утверждение. При наличии соответствующих производственных возможностей по требованию фирмы ДТ выдает разрешение на производство данного типа самолета.

D. Утверждение документов. При выдаче разрешения на одном комплекте чертежей ставится печать ДТ и этот комплект возвращается фирме для пользования при производстве самолета. Второй комплект сохраняется в делах департамента.

E. Согласование. Самолеты, построенные в строгом соответствии с утвержденными проектами, считаются пригодными к полету по составлении соответствующего акта. Все отклонения от утвержденных проектов должны быть одобрены министром торговли. Инспектора ДТ должны допускаться к осмотру чертежей во время инспектирования завода для проверки того, что самолеты строятся согласно утвержденным материалам.

G. Срок действия. Разрешение, выданное на постройку самолетов данного типа, действительно на весь период времени, в течение которого фирма желает пользоваться им, при наличии необходимых условий для производства самолетов и выполнения технических условий, указанных в разрешении. В необходимые условия производства включается наличие квалифицированных кадров. Министр оставляет за собой право производить периодические просмотры отдельных утвержденных разрешений и аннулировать их по своему усмотрению по одной из причин, перечисленных ниже (§ 5).

H. Возобновление. Утвержденные разрешения не подлежат передаче, но могут быть даны вновь на имя другой фирмы, которая в состоянии обеспечить выполнение всех предъявляемых требований.

I. Полугодовой отчет. Фирма, получившая утвержденное разрешение, должна заполнять акт для министра торговли 1 января и 1 июля каждого года с указанием числа самолетов, построенных в соответствии с данным разрешением за предшествовавшие 6 мес.

J. Технические сведения, представляемые фирмой, рассматриваются как не подлежащие оглашению.

§ 5. Постоянное или временное аннулирование разрешений

А. Выданные на самолеты разрешения могут быть аннулированы или временно объявлены недействительными в случае нарушения фирмой правил или обнаружения злоупотреблений.

В. Обнаружение какого-либо дефекта в конструкции самолета, делающего самолет данного типа непригодным к полету, может служить основанием для окончательного или временного аннулирования разрешения на данный самолет, а также и разрешений, выданных ранее.

§ 6. Чертежи и технические данные

А. Заявка, утвержденная фирмой, подается по установленной форме, выработанной министром торговли, с приложением полного комплекта чертежей, расчета на прочность и других данных. Заявка и чертежи должны быть представлены в двух экземплярах. При большом количестве чертежей удобнее представлять на утверждение один комплект чертежей со списком дубликатов, которые представляются уже после утверждения первого комплекта.

В. К заявке должен быть приложен следующий материал:

1. Подробные чертежи с указанием всех размеров. Чертежи должны быть выполнены настолько подробно, чтобы по ним можно было вести расчет на прочность и постройку данного самолета. По желанию фирмы чертежи силовой установки (включая капоты и выхлопную систему) можно заменить фотографиями, отпечатанными с негативов и имеющими указания о размерах и материалах трубопроводов и арматуры. Совершенно необходимо представлять схематические чертежи бензиновой и масляной систем. Материал, идущий на изготовление элементов основной конструкции и креплений, должен быть ясно обозначен на чертеже (с указанием номера спецификации). При применении материалов, термически обработанных, для каждого элемента должны быть указаны временное сопротивление на растяжение и другие данные. На чертежах должна быть указана спецификация материалов для всех болтов, гаек, заклепок и тому подобных стандартных деталей, применяемых для основной конструкции. Все чертежи должны иметь дату выпуска.

2. Диаграмма центровки, показывающая положения ц. т. отдельных частей самолета и его полезной нагрузки, положение с. а. х. и принятое при расчете положение ц. д. горизонтального оперения с приложением таблиц, в которых даются веса отдельных частей и расчеты, определяющие положение ц. т. всего самолета в долях с. а. х. для следующих случаев: а) самолет с полной нагрузкой, б) крайнее переднее положение ц. т., подлежащее утверждению, в) крайнее заднее положение ц. т., подлежащее утверждению.

3. Список всех представляемых чертежей с порядковой нумерацией, соответствующей номерам чертежей, с подразделением на группы (крыло, фюзеляж и т. п.). В этот список должны быть включены все чертежи, представленные ранее в связи с заявкой на другие типы самолетов, которые без каких-либо изменений могут быть использованы при постройке самолетов данного типа. В списке должны быть указаны: номера чертежей, наименование, дата выпуска и тип самолета, для которого чертеж был первоначально изготовлен. Все перечисленные в списке чертежи должны входить в число представляемых на утверждение материалов. Чертежи могут быть занумерованы по желанию фирмы в соответствии с принятой ею системой нумерации, если чертежи, относящиеся ко всем типам самолетов, зарегистрированы по номерам в одном общем деле. Необходимо также представить список стандартного оборудования, поставляемого вместе с самолетом, в который должны входить: тормоза, стартеры, посадочные фары, инструмент и т. п.

4. Расчет на прочность (с приложением в случае надобности результатов испытаний), охватывающий все элементы конструкции согласно требованиям, описанным в настоящих правилах. Рекомендуемые для этого методы и порядок расчета описаны в настоящем бюллетене и в „Авиационном бюллетене" № 26. В расчете на прочность должны быть указаны номера спецификаций материалов, применяемых для каждого элемента или группы элементов конструкции, с указанием способа обработки и гарантируемых физических свойств. Расчет на прочность также должен включать таблицу запаса прочности всех элементов конструкции. Для корпусов лодок и поплавков должен быть представлен расчет пловучести. Расчет на прочность должен быть подписан ответственным инженером.

С. Для легкости опознавания каждый свой чертеж фирма должна помечать номером типа самолета или соответствующей литерой, которые изменяются в том случае, если в конструкцию вносятся изменения, требующие нового типового утверждения. На всех чертежах должны быть проставлены номер или литер прототипа.

§ 7. Изменения

А. Изменение конструкции самолета, построенного по утвержденной лицензии, допускается с разрешения министра.

В. Целесообразность мелких изменений расценивается на основе технических требований пригодности к полету, действовавших при первоначальном утверждении данного типа или модели самолета, если особые обстоятельства не потребуют согласования с требованиями текущего периода. Мелкие изменения, не оказывающие заметного отрицательного влияния на прочность конструкции или надежность самолета и не влияющие на его летные характеристики, могут быть утверждены инспекторами-

инженерами без предварительного согласования с Вашингтоном. Рабочие чертежи, показывающие эти изменения, должны быть переданы в ДТ для регистрации их тотчас же после осуществления изменений.

C. Существенные изменения, например, установка мотора иного типа, чем упомянутый в первоначальной лицензии, требуют получения новой типовой лицензии и согласования с текущими техническими требованиями (по усмотрению ДТ).

D. По представлении в ДТ исправленного чертежа необходимо указать серийные номера всех самолетов, конструкция которых подлежит изменению, в том случае, если все самолеты, уже построенные по первоначальной лицензии, должны оставаться без изменений. При этом должны быть приложены исправленные списки чертежей. Измененные части конструкции должны быть отмечены и обозначены в этих списках.

§ 8. *Испытания конструкции*

A. При наличии элементов необычной конструкции требуется представление результатов испытания их на прочность при нагрузках, соответствующих действительным, которым эти элементы должны подвергаться в условиях эксплоатации (в качестве обоснования допущений, принятых при расчете на прочность).

B. В отдельных случаях, когда конструкция не может быть достаточно точно рассчитана и результаты статических испытаний являются единственным доказательством выполнения требований прочности, необходимо самолет испытывать на прочность согласно § 11, п. 1.

C. Прочность крыльев, нервюр, бензиновых и масляных баков, поверхностей управления и системы управления должна быть проверена испытаниями в присутствии представителя ДТ. Методы загрузки при подобных испытаниях описаны ниже.

Если, по мнению министра, конструкция шасси допускает испытание со сбрасыванием, то для такого испытания шасси прикрепляется к действительному самолету за исключением случаев, когда является очевидным, что можно получить необходимые данные, применяя вместо самолета специальный макет.

§ 9. *Материалы*

A. Применение материалов низкого качества или неоднородных свойств и различной прочности рассматривается как причина для отказа в утверждении новой конструкции или же отмены ранее утвержденных лицензий.

B. Должны быть точно указаны основные физические свойства применяемых материалов со ссылкой либо на принятые стандарты (военные, морские или SAE), либо на надежные экспериментальные данные.

Допустимые нагрузки и напряжения вычисляют, по возможности, по стандартным формулам. Обычно можно пользоваться методами определения, принятыми в армии и флоте. При необычной конструкции или необычной комбинации нагрузок следует делать ссылку на применяемый метод или на надежные экспериментальные данные. При расчете на прочность необходимо учитывать такие факторы, как влияние сварки, формы, концентрации напряжений и местной потери устойчивости. При разработке деталей конструкции различных элементов и крепления следует принимать меры против разрушения от усталости путем правильного распределения материалов и соблюдения соответствующих форм.

С. Допускается применение для элементов основной конструкции отливок из высокопроцентного алюминиевого сплава, бронзы и стали при условии, что минимальное временное сопротивление отливки превышает наибольшую эксплоатационную нагрузку по крайней мере в три раза[1].

§ 10. Требования прочности

А. Минимальный коэфициент безопасности для самолета любой конструкции или его составной части должен быть равен 1,50 (если не имеется других указаний). Следовательно, разрушающая нагрузка любого элемента должна быть по крайней мере в 1,50 раза больше величины действующей на него эксплоатационной нагрузки (§ 11, п. В).

В. Все допустимые нагрузки или напряжения, определенные теоретически или опытным путем, должны быть рассчитаны на основе стандартных гарантированных механических качеств материала.

С. Отрицательные запасы прочности могут быть допущены только в том случае, если имеется исчерпывающее доказательство того, что кажущийся недостаток прочности компенсируется надежностью конструкции (§ 11, п. Е).

D. Эксплоатационные напряжения не должны превышать предела текучести материала. Коэфициент безопасности, указанный в п. А настоящего параграфа, обеспечивает, вообще говоря, это требование.

Е. Для материалов, не имеющих вполне определенного предела упругости, за эту величину условно принимают напряжение, вызывающее относительную остаточную деформацию, равную 0,002.

Минимальный коэфициент безопасности, определенный в п. А настоящего параграфа, обычно обеспечивает выполнение этого требования за исключением некоторых случаев, например, когда элементы из алюминиевого сплава подвергаются большим изгибающим или растягивающим нагрузкам.

---

[1] См. таблицу на стр. 335. *Прим. ред.*

§ 11. Определения

A. Эксплоатационная перегрузка представляет действительное ускорение, выраженное в долях ускорения силы тяжести, соответствующее заданным условиям полета или посадки. Она является отношением нагрузок при наличии и в отсутствии ускорения. Эксплоатационная перегрузка n, действующая в данном направлении, показывает, что действительная полная внешняя нагрузка на самолет в этом направлении в n раз больше веса самолета. При таком ускорении (при отсутствии углового ускорения) каждая частица массы самолета действует на конструкцию с силой, в n раз большей ее собственного веса, в направлениях, параллельном и противоположном внешней нагрузке.

B. Эксплоатационные нагрузки являются действительными внешними нагрузками или внутренними усилиями, возникающими при данных условиях полета. Внешние эксплоатационные нагрузки обычно выражают в *кг/м*². Внутренние эксплоатационные нагрузки могут быть выражены непосредственно в *кг* или же представлены в виде перерезывающих сил, моментов или напряжений.

C. Расчетные нагрузки равняются эксплоатационным нагрузкам, умноженным на общий коэфициент безопасности.

D. Коэфициент безопасности представляет собой коэфициент, на который умножают эксплоатационные нагрузки, или перегрузки для получения прочности, достаточной для того, чтобы эксплоатационные перегрузки можно было увеличить в определенной степени, не вызывая при этом полного разрушения конструкции. Обычно коэфициент безопасности обеспечивает также прочность, достаточную для того, чтобы предотвратить остаточную деформацию под действием эксплоатационных нагрузок. Общий коэфициент безопасности может состоять из нескольких отдельных коэфициентов для обеспечения дополнительной прочности или жесткости в особых случаях.

E. Запас прочности выражает в процентах величину, на которую временное сопротивление элемента превышает его расчетное напряжение (§ 10, п. C).

F. Линейный запас прочности — это запас прочности, изменяющийся в линейной зависимости от общей расчетной нагрузки.

G. Нелинейный запас прочности, который высчитывается по напряжениям, не пропорциональным общей расчетной нагрузке, не является правильным мерилом избыточной прочности элемента.

H. Расчетная скорость есть скорость самолета, принятая в расчетных случаях. При расчете на прочность обычно пользуются индикаторной скоростью относительно воздуха, т. е. скоростью, которую показал бы идеальный указатель скорости, показывающий на уровне моря в условиях стандартной атмосферы истинную воздушную скорость. Этот вопрос рассмотрен подробно в „Авиационном бюллетене“ № 26, § 6, п. A, 8.

I. Проверочным называется испытание, при котором конструкция подвергается соответственно распределенной эксплоатацион-

ной нагрузке в течение по крайней мере 1 мин. При этом испытании не должно получаться остаточной деформации. При определении последней допускается учитывать влияние смещения конструкции вследствие неплотности и зазоров при условии правильности измерений.

J. **Испытание на прочность** производится для определения способности конструкции выдерживать соответственно распределенную расчетную нагрузку. Для поправки на неоднородность материала испытания на прочность необходимо доводить до 125% расчетной нагрузки. В противном случае результаты испытания должны быть исправлены на возможные отклонения действительных свойств материала в критических точках испытываемых конструкций от стандартных гарантированных качеств.

Соответствующие действительные свойства материала определяются испытанием его образцов. При испытании на прочность остаточная деформация допускается при условии, что конструкция выдерживает, не разрушаясь, требуемую нагрузку. Испытания на прочность могут заменить расчет на прочность при условии предварительного утверждения программы испытаний.

ОСНОВНЫЕ РАСЧЕТНЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

§ 12. Термины и коэфициенты

А. Эффективная площадь крыла[1]. При рассмотрении основных случаев полета для расчета на прочность эффективной площадью считается проекция площади крыла (включая площадь элеронов) на плоскость хорд. При этом:

1) часть крыла, занятая фюзеляжем, исключается в тех случаях, когда действительное распределение нагрузок по размаху не определено испытаниями в аэродинамической трубе на соответствующем диапазоне углов атаки; подъемная сила фюзеляжа не учитывается; перегрузки при маневрах относятся исключительно к крылу;

2) вырезы задней кромки могут не учитываться, если они занимают не больше половины хорды;

3) при вычислении эффективной площади моторными гондолами можно пренебречь.

В. Нагрузка на единицу площади крыла равна полетному весу самолета, деленному на общую эффективную площадь.

С. Нагрузка на единицу мощности равна полетному весу самолета, деленному на полную номинальную мощность мотора в *л. с.* (фиг. 2).

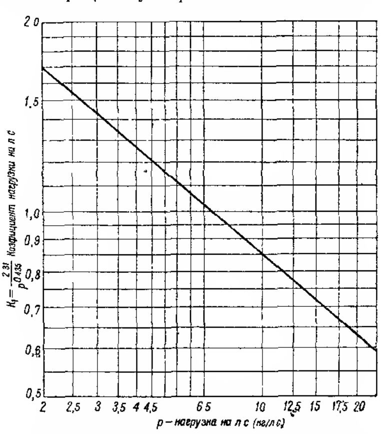
D. Абсолютные аэродинамические (безразмерные) коэфициенты, применяемые при расчете конструкции, относятся к эффективной площади крыла (см. п. А настоящего параграфа). Средние удельные нагрузки в направлении подъемной силы, лобового сопро-

---

[1] Для упрощения вычислений криволинейная форма крыльев в плане может быть заменена рядом трапеций, имеющих эквивалентную площадь.

тивления, нормальные или тангенциальные, определяются делением соответствующего компонента общей нагрузки на эффективную площадь крыла.

E. Коэфициеит нормальиой силы представляет собой отношение средней эксплоатационной удельной аэродинамической нагрузки, действующей перпеидикулярно к плоскости хорды крыла, к скоростному напору, соответствующему расчетной скорости. Таким образом для задаиных условий полета эксплоатационная аэродинамическая нагрузка на единицу площади пропорциональна коэфициенту нормальной силы.



Фиг. 2. График для определения коэфициента K_1.

F. Коэфициеит таигеициальиой силы аналогичен предыдущему, но отиосится только к составляющей эксплоатационной удельной аэродинамической нагрузки, действующей в плоскости хорд крыла.

G. Стандартные коэфициенты (подъемной силы, лобового сопротивлення и момента) имеют свое обычное зиачение.

H. Обычно коэфициенты нормальной и тангенциальной сил, отнесенные к основной хорде крыла (применяемой при определении аэродинамических свойств профиля), могут быть непосредственно использованы для расчета на прочность. Когда средняя плоскость внутренней фермы крыла, воспринимающая лобовое сопротивлеиие, не параллельна плоскости основных хорд или не перпендикулярна к плоскости лонжеронов, то следует учитывать это обстоятельство путем правильного разло-

жения коэфициента результирующей силы на коэфициенты, относящиеся соответственно к плоскости лонжеронов и внутренней ферме крыла, воспринимающей лобовое сопротивление. Следует также внести поправки на удлинение и сужение крыла в плане („Авиационный бюллетень“ № 20, § 5, 7 и 9).

§ 13. Общие условия расчета

А. Случаи полета с перегрузкой основываются на двух расчетных скоростях самолета. Эксплоатационные перегрузки, соответствующие этим скоростям, указывают в связи с некоторыми условиями требованиями, касающимися аэродинамических характеристик. Случаи полета, заданные для расчета крыла, определяют минимум исследований, необходимых для обеспечения достаточной прочности при всех обычных маневрах и при полете в неспокойном воздухе.

В. Эксплоатационные перегрузки, заданные для маневров, основываются, главным образом, на имеющемся опыте и поэтому носят полуэмпирический характер. Необходимо помнить, что они представляют собой минимальные перегрузки и легко могут быть превышены при резких маневрах[1]. ДТ считает, что эти заданные величины могут быть заменены рациональным определением максимально возможного при маневрах ускорения, основанным на надежных данных испытаний в трубе или в полете.

С. Перегрузки, возникающие при порывах ветра, находятся по упрощенным формулам, пренебрегающим градиентом резкости порывов, увеличением результирующей скорости воздуха, упругостью конструкции крыла и другими второстепенными факторами. Порывы ветра принимаются действующими перпендикулярно к траектории полета. Следует отметить, что уменьшение полетного веса самолета увеличивает перегрузку при порывах ветра. Это может привести к возникновению критических напряжений в частях конструкции, имеющих постоянный вес. Это обстоятельство необходимо учитывать в отношении самолетов с значительно меняющейся нагрузкой.

D. Коэфициент подъемной или нормальной силы, полученный в случае неспокойного воздуха, может превышать максимальный коэфициент подъемной силы, определенный в аэродинамической трубе. В этом случае следует пользоваться вычисленной величиной коэфициентов, а другие характеристики должны быть соответственно экстраполированы („Авиационный бюллетень“ № 26, § 7, п. С).

§ 14. Расчетные скорости

А. Две основные расчетные скорости обозначаются через V_{max} и $V_{max\ max}$. V_{max} обозначает максимальную скорость полета при горизонтальном полете, приведенную к эквивалентной инди-

[1] *Это очень важное указание. При сравнении норм прочности США с нормами других стран выявляется, что первые дают во многих случаях наиболее низкие и иногда ненадежные нагрузки.* *Прим. ред.*

каторной скорости относительно воздуха на уровне моря, в стандартной атмосфере (§ 11, п. Н и „Авиационный бюллетень" № 26, § 6). $V_{max\ max}$ представляет расчетную скорость планирования, принимаемую при расчете на прочность, и также приводится к индикаторной скорости.

В. Максимальную скорость V_{max} необходимо вычислять с предельной точностью или определять из полетных испытаний. Расчетная максимальная скорость, входящая в расчет на прочность, не должна быть меньше максимальной скорости самолета, окончательно определенной из полетных испытаний и приведенной к эквивалентной индикаторной скорости (§ 11, п. *Н*).

С. Минимальная расчетная скорость планирования определяется следующим уравнением:

$$V_{max\ max} = V_{max} + K_g\,(V_{пик} - V_{max}),$$

где V_{max} — расчетная максимальная скорость (см. п. В настоящего параграфа); V_{max} не должно превосходить 45,7 *м/сек*);

$V_{пик}$ — максимальная теоретическая скорость пикирования в стандартной атмосфере при нулевой тяге винта;

$K_g = 0{,}08 + \frac{838{,}5}{G + 1359}$ (не должно быть меньше 0,15);

G — полетный вес самолета в *кг*.

1. В приведенном уравнении скорость $V_{пик}$ служит для учета влияния малого лобового сопротивления самолета на скорость планирования и не должна рассматриваться как расчетная скорость (о методе вычисления ее см. „Авиационный бюллетень" № 26, § 6).

2. Минимальные расчетные скорости планирования, определенные указанным выше методом, соответствуют обычно относительно малым углам планирования при нулевой тяге. Для самолетов, которые должны пикировать на максимальных скоростях, расчетную скорость выбирает фирма, строящая самолеты. В таких случаях рекомендуется применять действительную предельную скорость планирования.

3. В соответствии с § 64, п. Н самолет должен иметь надпись с указанием предельной скорости, на 10% меньшей расчетной скорости планирования, принятой при расчете на прочность, и должен отвечать всем требованиям в отношении устойчивости без превышения этой предельной указанной в надписи скорости. Ввиду этого может оказаться необходимым принять для расчета на прочность расчетную скорость планирования, несколько превышающую требуемый минимум.

§ 15. Основные случаи полета с ускорением[1]

А. Для описания основных случаев криволинейного полета применяются следующие обозначения:

V — расчетная скорость в *м/сек*;

[1] См. „Авиационный бюллетень" № 26, § 11.

n — эксплоатационная перегрузка, действующая перпендикулярно к основной хорде крыла;

G — полетный вес в *кг*;

$\frac{G}{S}$ — нагрузка на 1 *м*² эффективной площади крыла (см. § 12, п. В);

$\frac{G}{N}$ — нагрузка на 1 *л. с.* (см. § 12, п. С);

c_m, c_t и т. д. — истинные величины коэфициентов для заданного профиля;

c'_m, c'_t — измененные величины, применяемые при расчете;

λ — удлинение (см. „Авиационный бюллетень“ № 26, § 7);

A_6 — наклон кривой подъемной силы;

Δc_y — выраженное в радианах при $\lambda = 6$;

$q = \frac{\rho}{2} V^2$ — скоростный напор;

$$q_{max} = \frac{V^2_{max}}{16} = \left(\frac{V_{max}}{4}\right)^2 \quad (V \text{ в } м/сек);$$

$$q_{max\ max} = \frac{V^2_{max\ max}}{16}$$

(см. § 14 „Расчетные скорости“).

В. Случай I. *Большой положительный угол атаки.*

1. $n_1 = 1{,}0 + \Delta n_1$ (не берется меньше 2,50), где Δn_1 — бо́льшая из величин, определяемых по следующим уравнениям:

$$\Delta n_{1a} = 0{,}576 \frac{V_{max}}{\frac{G}{S}} A_6 \left(\frac{4}{3 + \frac{6}{\lambda}}\right); \qquad (a)$$

$$\Delta n_{1b} = \left[0{,}77 + \frac{14\,500}{G + 4170}\right] K_1 \qquad (b)$$

(см. фиг. 2, дающую значение K_1).

Для гидросамолетов поплавкового типа и амфибий Δn, определяемое из уравнения (b), может быть уменьшено на 5%.

2. $c_{n1} = \frac{n_1 G}{qS}$.

3. c_t — величина, соответствующая c_{n1} или равная $-0{,}20 c_{n1}$, в зависимости от того, какая из величин имеет большее значение („Авиационный бюллетень“ № 26, § 3).

4. c'_g — максимальное переднее положение ц. д. между $c_y = c_{n1}$ и $c_{y\,max}$ (если c_{n1} приближается к $c_{y\,max}$ или превышает его, то кривая ц. д. должна быть соответствующим образом экстраполирована) (см. „Авиационный бюллетень“ № 26, § 7, п. С).

Для бипланов ц. д. верхнего крыла принимается находящимся на 2,5% впереди от его номинального положения.

5. c'_m — коэфициент момента, соответствующий заданному c'_g (в соответствии с c_{n1}) (см. „Авиационный бюллетень“ № 26, § 3).

C. Случай II. *Большой отрицательный угол атаки.*

1. $n_2 = 1{,}0 - \Delta n_{1a}$, где Δn_{1a} берется из п. В, 1, (а).

2. $c_{n2} = \frac{n_2 G}{q_{max} S}$.

3. c_t — действительная величина, соответствующая c_{n2}.

Если c_t положительно или имеет отрицательную величину, меньшую 0,02, то оно может быть принято равным нулю.

4. c_m — действительная величина, соответствующая c_{n2}.

D. Случай III. *Малый положительный угол атаки.*

1. $n_3 = 1{,}0 + \Delta n_3$ (не берется меньше 2,0), где Δn_3—большая из величин, определяемых по следующим уравнениям:

$$\Delta n_{3a} = 0{,}288 \frac{V_{max\ max}}{\frac{G}{S}} A_6 \left(\frac{4}{3 + \frac{6}{\lambda}} \right); \qquad (a)$$

$$\Delta n_{3b} = 0{,}60\, \Delta n_{1b} \quad [\text{п. В, 1, (b)}]. \qquad (b)$$

2. $c_{n3} = \frac{n_3 G}{q_{max\ max} S}$.

3. c_t — действительная величина, соответствующая c_{n3}.

Если c_t положительно или имеет отрицательную величину, меньшую 0,02, то оно может быть принято равным нулю.

4. $c'_m = c_m - 0{,}01$, где c_m—действительная величина, соответствующая c_{n3}.

Величина — 0,01 добавляется в качестве поправки на шероховатость, неточность нервюр, деформацию и неправильность установки элеронов и закрылков и опускается в случаях, когда эти факторы устраняются или когда они приводят к незначительным отклонениям.

E. Случай IV. *Малый отрицательный угол атаки.*

1. $n_4 = 1{,}0 - \Delta n_{3a}$, где n_{3a} определяется согласно п. D, 1, (а).

2. $c_{n4} = \frac{n_4 G}{q_{max\ max} S}$.

3. c_t — действительная величина, соответствующая c_{n4}.

Если c_t положительно или имеет отрицательную величину, меньшую 0,02, то оно может быть принято равным нулю.

4. $c'_m = c_m - 0{,}01$, где c_m — действительная величина, соответствующая c_{n4}.

Указание п. D, § 4 может быть также применено и к этому случаю.

§ 16. Уравновешивание самолета

А. Нагрузки, уравновешивающие самолеты, нужно определять для четырех основных случаев полета с перегрузкой, описанных в § 15, принимая V_{max} для случаев I и II, $V_{max\ max}$ — для случаев III и IV. Уравновешивающие нагрузки должны быть также определены для расчета крыльев с закрылками (§ 18, п. D). Упрощенные методы определения уравновешивающих нагрузок описаны в „Авиационном бюллетене“ № 26, § 12.

B. При переменном положенни ц. т. полностью загруженного самолета (большие транспортные самолеты) самолет должен быть уравновешен для двух крайних положений ц. т. за исключением случая, когда очевидно, что только одно из этих положений является расчетным. В некоторых случаях требуется проверить уравновешивающие нагрузки на хвостовое оперение, необходимые для получения желаемых крайних (переднего и заднего) положений ц. т.

КРЫЛЬЯ И ИХ КРЕПЛЕНИЯ

§ 17. Расчетные случаи

A. Крылья и их крепления [1] должны быть рассчитаны на условия полета при наличии ускорения (случаи I, II, III и IV), описанные в § 15. Для удовлетворения специальных требований и обеспечения достаточной жесткости конструкции необходимо учитывать изменения, дополнительные условия и специальные требования, описанные в последующих параграфах и относящиеся только к крыльям и их креплениям (в случае отсутствия специальных указаний).

§ 18. Изменение основных полетных случаев [2]

A. Случай I_1. Должна быть принята меньшая из двух величин c_t, приведенных в § 15, п. B, 3, а также крайнее заднее положение ц. т. в диапазоне, указанном в § 15 (п. B, 4), если случай является расчетным для заднего лонжерона (или эквивалентного ему конструктивного элемента), или прочность какой-либо части переднего лонжерона (или его эквивалента) можно определить по растяжению.

B. Случай III_1. Влияние отклонения элеронов на коэфициент момента должно быть учтено для части размаха, включающей элероны, за исключением случаев, когда основной коэфициент момента крыла при нулевой подъемной силе имеет отрицательное значение, равное или большее 0,05. Обычно можно принять, что влияние элерона увеличивает основное значение c_m до —0,05 [3].

C. Случай IV. Для этого случая влияние отклонения элеронов можно не рассматривать.

D. Влияние закрылков. 1. При отклонении закрылков вниз коэфициент момента крыла в соответствующей части размаха увеличивается на определенную величину, что соответствует перемещению ц. д. назад. Это необходимо учитывать при рассмотрении случаев II, III и IV, но обычно не имеет значения для случая I. Для случая III (отклоненные закрылки) эксплоатационную перегрузку нужно вычислять по уравнениям § 15, п. D, 1, (a),

---

[1] Включая расчалки кабана.

[2] „Авиационный бюллетень“ № 26, § 14.

[3] В принятых у нас обозначениях это соответствует моменту пикирования, т. е. положительному моменту. *Прим. ред.*

так как уравнение, приведенное в п. D, 1, (b), неприменимо к случаю отклонения закрылков. Характеристики крыла и закрылков необходимо определять на основе надежных экспериментальных результатов (Rep. и TN NACA).

2. При применении автоматических приспособлений, препятствующих открыванию закрылков и сохранеиию ими этого положения на скоростях, бо̀льших некоторой заранее устаиовленной скорости, последняя может заменить при вычислениях соответствующие расчетиые скорости.

3. При закрылках, имеющих сравнительио большую площадь, расчетные скорости можио заменять соответствующими измененными скоростями, причем необходимо рассмотреть только случаи III и IV (п. 1) при выполнении следующих требований:

a) расчетная скорость для случая отклоненных закрылков должна быть по крайней мере вдвое больше минимальной скорости полета с отклоненными закрылками;

b) на дощечке в кабине пилота, на которой указывается предельная скорость планирования самолета, следует делать дополнительные указания согласно § 64, п. 1;

c) необходимо определить, при каком положении закрылка создаются максимальные нагрузки, обычно это положение соответствует полностью отклоиенному закрылку;

d) механизм, приводящий в действие закрылки, должен быть устроен так, чтобы была исключена возможность внезапного, несвоевременного или автоматического отклонения закрылков на скоростях, превышающих расчетную скорость, для случая отклоненного закрылка;

e) при применении закрылков на протяжении части размаха нагрузка по размаху должна быть соответствующим образом перераспределена[1];

f) при применеиии щитков-закрылков, вызывающих большое лобовое сопротивлеиие (а следовательно, большой коэфициент тангенциальной силы), иеобходимо учесть дополнительные расчетиые случаи для крыла, описанные в § 19, п. B. Это можно осуществить, изменив соответствующим образом коэфициент, предусмотренный для случая III, если такое изменение повышает прочность.

4. Закрылки необходимо устаиавливать таким образом, чтобы исключалась всякая возможность возникновения флаттера крыла. Это требует особо жесткого соединения элементов и проводки управления. Для скоростных самолетов со свободнонесущими крыльями рекомендуется применять демпфирующее масляное приспособление.

5. Расчетные условия для конструкции закрылков и проводки управления описаны в гл. IV.

---

[1] До более полиого исследования влияния закрылков иа распределеиие нагрузки по размаху влияние их на характеристики крыла может быть принято ограиичивающимся той частью крыла, в которой они расположены.

E. Влияние предкрылков и вспомогательных крылышек. При проектировании и расчете крыльев с предкрылками или вспомогательными крылышками можно пользоваться основными принципами, описаниыми в п. D настоящего параграфа, с той только разницей, что изменение расчетной скорости ограничивается здесь случаями, когда вспомогательные приспособления могут быть убраны или представляют одно целое с крылом. Самостоятельные аэродинамические характеристики вспомогательных приспособлений, так же как и измененные характеристики осиовного крыла, необходимо определять на осиове надежиых опытных данных. Предварительные расчетные данные нужно представлять на утверждение во всех случаях применения иеобычиых вспомогательных приспособлеиий.

§ 19. Дополнительные расчетные случаи для крыла[1]

А. Случай V. Полет на спине. Приближенное определение нагрузок на заднюю систему несущих расчалок для крыльев с расчалками и подкосами (или одиночную систему несущих расчалок) производится на основе следующих данных:

a) $n_5 = -1{,}0 - \Delta n_5$ (минимальное отрицательное значеиие равио 1,50), где Δn_5 берется бóльшая из двух следующих величин:

$\Delta n_{5a} = 0{,}50\ \Delta n_{1a}$ [n_{1a} определяется по § 15, п. B, 1, (a)];

$\Delta n_{5b} = 0{,}25\ \Delta n_{1b}$ [n_{1b} определяется § 15, п. B, 1, (b)];

b) $c'_t = 0$;

c) ц. д. = 25%, или $c_{m0} = 0$.

B. Случай VI. Особые случаи пикирования. Для обеспечеиия достаточной прочности фермы крыла, воспринимающей лобовое сопротивление, эту часть конструкции крыла, или ее эквивалеит, исследуют при следующих данных:

a) $V = V_{\max\max}$;

b) $c_n = 0$;

c) $c_t = c_{t\max}$ (положительиое) $+0{,}01$.

Прнмечанне. Велнчина 0,01 добавляется в качестве поправкн на шероховатость поверхностн и выступы. Она может быть опущена прн налнчнн очень гладкой поверхности крыла.

2. Для некоторых типов конструкций (бипланы и крылья с работающей обшивкой), при которых иагрузки от момента крыла и сил, действующих вдоль хорды, дают в совокупности расчетные напряжения, действительные условия при $c_{t\max}$ должиы быть исследованы при следующих данных:

a) $V = V_{\max\max}$;

b) c_n равно величине, соответствующей $c_{t\max}$ (положительное);

c) $c_t = c_{t\max}$ (положительиое) $+0{,}01$;

d) $c'_m = c_m - 0{,}01$, где c_m — действительиая величина, соответствующая c_n (по п. „b", см. § 15, п. D, 4 и § 18, п. B, 1).

[1] „Авиационный бюллетень" № 26, § 15.

3. Для каждого из этих случаев учитывается лобовое сопротивление гондол и других элементов на основе оценки в пользу прочности.

С. Случаи несимметричной нагрузки в полете. 1. Расчалки крыла, узлы крыла и элементы фюзеляжа, прилегающие к крылу, должны быть рассчитаны на несимметричную нагрузку, возникающую при отклонении элеронов или при порывах ветра. Вследствие отсутствия более точного метода можно пользоваться условными правилами, указанными в пп. 2, 3 и 4.

2. Для случаев I и III принимать 100% нагрузки на одну сторону самолета и 70% на другую. Для самолета полетным весом свыше 4500 *кг* последний коэфициент можно увеличивать пропорционально полетному весу до 80% при весе 11 250 *кг*.

Случай III_1 следует относить к стороне с нагрузкой 100%, а случай III — к противоположной стороне.

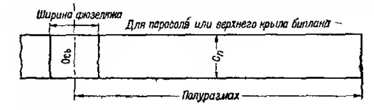
3. Для случая несимметричной нагрузки в полете силы инерции от угловых ускорений крыльев не учитывать; влияние гондол может быть учтено.

Примечание. Особо будут рассмотрены случаи, для которых соблюдение этих условных правил вызывает излишнюю прочность.

4. Относить несимметричную нагрузку также к случаю полета на спине, описанному в § 19, п. А для некоторых типов конструкции, в частности, для самолетов, имеющих кабаны центроплана.

§ 20. Распределение нагрузок

А. Биплан. Распределять нагрузки между крыльями биплана рекомендуется по наилучшему из существующих методов или по надежным данным, полученным в аэродинамической трубе. Коэфициент момента принимается неизменным за исключением измененного в связи с заданным положением ц. д. случая I (соответствующий метод расчета указан в „Авиационном бюллетене“ № 26, § 7, п. D).

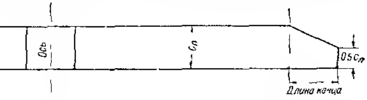


Фиг. 3. Распределение c_n по размаху.

В. Распределение по размаху[1]. 1. Коэфициент нормальной силы c_n принимается изменяющимся по размаху в соответствии с фиг. 3 и 4, иллюстрирующими предельные случаи нагружения концов крыльев. При этом необходимо рассматривать оба случая, если только не установлено, что лишь один из них является расчетным.

[1] Стандартный рациональный метод распределения нагрузок по размаху будет установлен после накопления достаточных экспериментальных данных.

Согласно фиг. 4 конец крыла определяется как участок крыла, хорда которого у основания равна расстоянию до конца крыла. Более точное распределение нагрузки по размаху можно получить при помощи соответствующих экспериментальных данных (§ 2, п. А). Для каждого расчетного случая можно применять особое распределение по размаху (если известно действительное распределение расчетной величины c_n), учитывая влияние вырезов и интерференцию фюзеляжа.



Фиг. 4. Распределение c_n по размаху.

2. Влиянием гондол на коэфициент нормальной силы обычно можно пренебрегать; их влияние на тангенциальную нагрузку указано в § 21.

3. Влиянием вырезов для закрылков, занимающих менее 50% хорды (фиг. 3 и 4), можно пренебречь.

4. Если принято, что коэфициент нормальной силы изменяется по размаху, то применяемые величины следует подбирать так, чтобы полная нормальная сила соответствовала расчетной величине c_n при условии равномерного распределения силы по размаху („Авиационный бюллетень“ № 26, § 9).

5. Коэфициент тангенциальной силы принимается постоянным по всему размаху, т. е. принимается, что потери на концах не влияют на коэфициент тангенциальной силы. Однако следует учитывать влияние закрылков.

6. Ц. д. или коэфициент момента — смотря по тому, что задано, — может быть принят постоянным по всему размаху за исключением случаев, при которых учитывается влияние элеронов или закрылков.

С. Распределение по хорде. Нервюры крыла. 1. Нагрузки, указанные в последующих параграфах, определены применительно к нервюрам обычного типа (от передней до задней кромки). Действительное распределение нагрузки по хорде необходимо исследовать в особых случаях, например, для крыльев с одним лонжероном или с работающей обшивкой, где продольные стрингеры воспринимают также непосредственно аэродинамические нагрузки (данные о распределении по хорде имеются в „Авиационном бюллетене“ № 23, § 22).

2. Прочность и надежность нервюр подтверждаются результатами испытаний на разрушение. Расчет нервюр ни в коем случае не может дать полной оценки их прочности. Испытания должны производиться в условиях, подобных действительным. Деревянные нервюры нельзя приклеивать к испытываемым лонжеронам.

3. Нервюры крыльев следует испытывать как для случая положительного большого угла атаки, так и для случая среднего угла атаки. Полная расчетная нагрузка на каждую нервюру

должна быть равна расчетной нормальной нагрузке на площадь, поддерживаемую нервюрой, измененную, как указано в пп. 7 и 8. Для случая среднего угла атаки принимается перегрузка, являющаяся средней величиной перегрузки для случаев I и III.

4. Для случая большого угла атаки нервюры, длина хорды которых больше 152 *см*, должны нагружаться шестнадцатью равными силами, приложенными в точках: 1, 3, 5, 7,3, 9,9, 12,9, 16,2, 19,9, 24,1, 28,9, 34,2, 40,4, 47,5, 56,5, 72 и 90% хорды нервюры. Сумма этих нагрузок должна равняться полной нагрузке на нервюру, вычисленной, как указано в п. 3 настоящего параграфа. Для нервюр, хорды которых длиной меньше 152 *см*, следует брать восемь равных сил, распределенных так, чтобы они создавали срезывающие силы и изгибающие моменты такой же величины, как шестнадцать равных сил в указанных точках.

5. Для случая среднего угла атаки при длине хорды нервюры больше 152 *см* берут шестнадцать нагрузок, а при длине до 152 *см* восемь нагрузок. В обоих случаях полную нагрузку вычисляют согласно п. 3 настоящего параграфа (для случая среднего угла атаки). Шестнадцать нагрузок должны быть приложены в точках: 8,34, 15,22, 19,74, 23,36, 26,60, 29,86, 33,28, 36,90, 40,72, 44,76, 49,22, 54,08, 59,50, 65,80, 73,54 и 85,70% хорды нервюры. Восемь нагрузок должны быть распределены так, чтобы они давали то же распределение напряжений.

6. Для каждого случая нагружения следует испытать не менее двух нервюр. В случае трапецевидных крыльев нужно вести испытание так, чтобы была доказана пригодность всех нервюр. Исходя из этого требования, определяют и количество нервюр для испытаний.

7. Если шпагат, прикрепляющий матерчатую обшивку, проходит вокруг всей нервюры, то вся нагрузка прилагается к нижнему поясу. Такие нервюры должны выдерживать общую нагрузку, равную 125% расчетной.

8. Если обшивка прикрепляется отдельно к каждому поясу нервюры, то распределение нагрузок, указанное в п. 3 настоящего параграфа, изменяется так, чтобы примерно 75% всей нагрузки приходилось на верхний пояс и 50% — на нижний (при нагрузке, составляющей 125% расчетной).

9. Носовая часть нервюры может быть сильно перегружена в случаях II и IV. Максимальные нагрузки на эту часть необходимо исследовать для самолетов, максимальная скорость которых превосходит 240 *км/час* („Авиационный бюллетень" № 26, п. В). Если это требование неприменимо, то необходимо показать, что часть конструкции нервюры перед передним лонжероном достаточно прочна, для того чтобы выдерживать при испытании соответствующую часть нагрузки, указанную в п. 4 настоящего параграфа, действующую в обратном направлении. Если нервюра представляется непрочной, необходимо испытание и для данного случая.

§ 21. Факторы, влияющие на нагрузки крыла

A. Вес конструкции. При определении сил, действующих на конструкцию, принимается в расчет вес самой конструкции и грузов, находящихся внутри или прикрепленных к коробке крыльев. При наличии в крыле значительного груза крыло и его крепления необходимо проверить на посадочные случаи. Если в крыле находятся бензиновые баки значительной емкости, то следует рассматривать случаи как полных, так и пустых баков.

B. Вредное сопротивление. Лобовое сопротивление крупных частей, прикрепленных к крылу (например гондол), необходимо рассматривать и определять для случаев, при которых добавление такой аэродинамической нагрузки увеличивает нагрузку на определенные элементы конструкции.

C. Тяга винта. Тягой винта при расчете конструкции крыла можно пренебречь, за исключением следующих случаев:

1) когда положение гондолы таково, что оно вызывает большие местные нагрузки на конструкцию (гондола над крылом и т. п.);

2) когда у многомоторных самолетов гондолы расположены на значительном расстоянии от плоскости симметрии. Тогда крепление крыла должно быть рассчитано исходя из полной мощности моторов, расположенных на одной стороне самолета.

§ 22. Расчалки, воспринимающие подъемную силу

A. Расчалки, воспринимающие подъемную силу, сделанные из обтекаемых лент, должны быть сдвоенными за исключением такой конструкции крыла, у которой при удалении какой-либо из этих расчалок прочность остальных элементов обеспечивает возможность выдержать 50% требуемой нагрузки. При параллельных двойных расчалках расчетная нагрузка, вычисленная для каждой расчалки, должна быть увеличена на 5%, если только это увеличение не покрывается добавочным коэфициентом безопасности, введенным для уменьшения деформации.

B. *При креплении одной или нескольких непараллельных* расчалок в одной (общей) точке крыла приближенный метод, описанный в „Авиационном бюллетене" № 26, § 23, п. B, может заменить собой более точный при условии увеличения вычисленных нагрузок на 25%. Эту нагрузку должны также выдерживать все элементы конструкции, к которым крепятся расчалки.

C. В случае применения только тросовых расчалок размеры тросов и коэфициенты безопасности следует определять согласно указаниям § 62.

D. Все элементы расчаленной фермы должны быть рассчитаны с минимальным коэфициентом безопасности 1,5 по отношению к эксплоатационным нагрузкам предварительной затяжки, вычисленным согласно § 62, п. C. Это относится также к элементам фермы, воспринимающим лобовое сопротивление, которые загружаются натяжением расчалок, воспринимающих подъемную силу.

В этом случае следует рассматривать совместное действие предварительной затяжки расчалок, воспринимающих лобовое сопротивление и подъемную силу.

E. Наружные подкосы под углом более 45° по отношению к плоскости симметрии и удлинением поперечного сечения больше трех рассматриваются как несущие поверхности и должны рассчитываться на поперечные нагрузки в сочетании с заданными расчетными осевыми нагрузками. Для сечения подкоса необходимо принимать коэфициент нормальной силы, равный 1,0, а общую аэродинамическую нагрузку определять по площади подкосов. Составляющие нагрузки по хорде и вертикальные реакции этой аэродинамической нагрузки, а также подъемная сила от подкоса не входят в расчет крыла.

Примечание. *Можно принять произвольный рациональный* метод определения действительного коэфициента аэродинамической силы для подкосов при условии достаточной надежности его.

F. У монопланов расчалочной конструкции левая и правая части расчалочной системы должны быть независимы друг от друга, чтобы несимметричная нагрузка на одной стороне не передавалась на другую. Это правило отпадает для следующих случаев:

1) когда минимальный действительный угол между расчалками и лонжероном равен примерно 14°;

2) если обратные расчалки должны оставаться в состоянии натяжения при эксплоатационной или несколько большей нагрузке;

3) при необходимости исследовать особые дополнительные случаи, соответствующие наиболее тяжелым симметричным случаям полета или перегрузкам при посадке;

4) обратные и несущие расчалки должны быть двойные.

G. Коробки крыльев, для которых распределение нагрузок между несущими расчалками и расчалками, воспринимающими лобовое сопротивление, статически неопределимо, необходимо рассчитывать либо методом для статически неопределимых конструкций, либо методом, при котором запас прочности для всех элементов конструкции не уменьшается. Это относится, в частности, к распределению момента крыла при пикировании (см. „Авиационный бюллетень“ № 26, § 23, п. C).

§ 23. Фермы, воспринимающие лобовое сопротивление

A. Крылья с матерчатой обшивкой, имеющие консоль с отношением размаха к средней хорде больше 1,75, должны иметь двойную систему внутренних растяжек, воспринимающих лобовое сопротивление и отстоящих друг от друга на возможно больших расстояниях. Расчетные нагрузки на обратные расчалки должны быть равны нагрузкам на растяжки, воспринимающие лобовое сопротивление. Минимальный коэфициент безопасности должен быть умножен на добавочный коэфициент, как указано в п. B.

B. При применении двойной фермы, воспринимающей лобовое сопротивление, все растяжки этой фермы, или их эквивалент, должны иметь добавочный коэфициент безопасности, изменяющийся пропорционально отношению свеса к средней хорде от 3,0, если это отношение равно или меньше 1,0 (при распределении силы лобового сопротивления равномерно между двумя системами).

C. Размеры расчалок, воспринимающих лобовое сопротивление, должны соответствовать требованиям, изложенным в § 62 пп. А, В и С.

D. Для стоек горизонтальной фермы крыла должен быть принят коэфициент концевой заделки, равный 1,0, за исключением случаев особо жесткой заделки, когда этот коэфициент может быть принят равным 1,5. Распорки двойной системы расчалок горизонтальной фермы необходимо рассчитывать на максимальное усилие, возникающее тогда, когда расчалка верхней системы, воспринимающая лобовое сопротивление в одном отсеке, и расчалка нижней системы в соседнем отсеке воспринимают соответствующие расчетные нагрузки, а остальные расчалки этих отсеков не работают.

§ 24. Лонжероны

Методы, рекомендуемые для проектирования и расчета, описаны в „Авиационном бюллетене" № 26, § 16—20. Во всех случаях необходимо выполнять следующие требования:

A. При расчете лонжеронов, подвергающихся осевым и поперечным нагрузкам, для вычисления изгибающих моментов нужно учитывать влияние поперечного изгиба в этих случаях. Нагрузки должны быть умножены на коэфициент безопасности.

B. Принимать меры для усиления лонжеронов против разрушения от скручивания, особенно в точках крепления стоек, расчалок и шарниров элеронов.

C. Все лонжероны как деревянные, так и металлические, испытывать на потерю устойчивости в поперечном направлении.

D. Прочность стенок коробчатых лонжеронов на срез доказывать расчетом или определять экспериментальным путем.

E. Пользоваться при вычислении деформации изгиба фермы формулами для балок не рекомендуется за исключением того случая, когда ферма уже испытана для определения ее эффективной жесткости *EI*.

F. Если в деревянном лонжероне имеется соединение, предназначенное для передачи изгиба с одной части лонжерона на другую или на фюзеляж, то напряжения в каждой из этих частей конструкции необходимо вычислять, принимая, что это соединение передает 100% изгибающей нагрузки, а также, что передаваемый этим частям изгибающий момент составляет 75% момента для случая фиктивной неразрезной балки. Каждая часть конструкции должна быть рассчитана на максимальные нагрузки,

определениые на основе этих двух предположеиий. При расчете металлическнх лоижеронов можно принимать лонжерои за неразрезную балку, что должио быть обеспечено соответствующей коиструкцией.

G. Если соедиириие лоижероиов расположеио вблизи или в самой середине пролета, то оио должио обеспечивать иеразрывиую конструкцню лоижероиа и его можио ие исследовать иа условие 75%-ной непрерывности. В таких случаях может потребоваться опытиое подтверждение того, что соедииеиие не увеличивает деформации в этом месте.

H. Вычисляя площадь, момеит иierции и другие величииы для деревяниых лоижероиов, скреплеиных болтами, диаметр отверстий для болтов следует принимать иа 25% больше диаметра болта. При этом, однако, принятый диаметр отверстия ие должен превышать диаметра болта больше чем на 3 *мм*.

I. Вычисляя характеристики коробчатых лоижеронов по окончательным даиным, иадо учитывать влияиие той части стенки, где волокиа расположеиы параллельно оси лоижероиа, и половииы той части стенки, где волокна идут под углом 45° к лоижерону. Надежиее всего полностью пренебречь влияинем стенки.

§ 25. Особые требования

A. Для расчета элементов креплеиия элероиа к крылу вводится добавочный коэфициент безопасности 1,5. Если элероны статически или дннамически уравновешены, то надобность в этом отпадает.

B. При иаличии предкрылков, вспомогательных крылышек или элеронов необычного тнпа могут потребоваться дополнительное исследованне и изменение основных требований. В таких случаях необходимо представлять на рассмотрение предварительные данные с описаннем предполагаемых методов расчета.

C. В крыльях с матерчатой обшивкой не следует применять нервюры обычиого типа для поддержки элеронов. Рекомендуются специальные соединительные кронштейны или усиленные нервюры.

D. Безрасчалочные биплаиы должны иметь N-образные или I-образиые стойки для выравнивания деформаций изгиба. Влияние таких стоек следует учнтывать при расчете на прочность.

E. Миогожильный трос не рекомеидуется для расчалок обычного типа, воспринимающих подъемную силу и лобовое сопротивлеиие (исключения могут быть сделаны для некоторых типов самолетов).

F. Все элементы конструкции крыла, воспрнпимающие нагрузку непосредствеино от шасси, должиы иметь большой запас прочности по отиошеиию к иагрузкам при посадке, чтобы уменьшить вероятиость повреждения крыла при грубой посадке. Это обычно связано с условием, что для любого случая посадки минимальный запас прочиости иесущей фермы должен быть по крайией мере иа 10% больше мииимального запаса прочности шасси для того же случая.

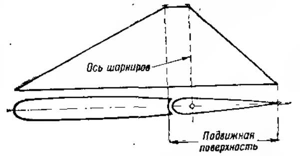
G. Свободнонесущие крылья с матерчатой обшивкой необходимо испытывать на жесткость при кручении. Это может быть осуществлено путем приложения чистого крутящего момента у конца крыла и измерения угловой деформации в сечении, в котором прилагается момент.

H. Прочность многолонжеронных крыльев с фанерной или металлической обшивкой должна быть проверена испытанием или расчетом на прочность, причем следует предусматривать некоторый избыток прочности, учитывая возможные перенапряжения и местные разрушения. Рекомендуется принимать меры для предотвращения складок и выпучивания металлической обшивки крыла при относительно малых эксплоатационных нагрузках. Данные о крыльях необычной конструкции приведены в „Авиационном бюллетене" № 26, § 21[1].

ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

§ 26. Горизонтальное оперение[2]

A. Уравновешивающая нагрузка. 1. Эксплоатационная нагрузка для расчета горизонтального оперения должна быть не меньше максимальной уравновешивающей нагрузки, определяемой в случаях III и IV, § 15, пп. D и F. Это относится также и к особым расчетным случаям для отклоненных закрылков (§ 18, п. D).



Фиг. 5. Распределение нагрузки по хорде хвостового оперения (расчетный случай для руля).

2. Определяя нагрузку на неподвижную часть хвостового оперения (стабилизатор), следует принимать, что от руля высоты действует противоположно направленная нагрузка, приложенная на оси шарниров руля высоты. Эта нагрузка должна составлять 40% эксплоатационной нагрузки на хвостовое оперение (п. 1), но не должна быть меньше нагрузки, соответствующей минимальному усилию (§ 31, п. A, 2), или больше нагрузки, соответствующей максимальному усилию на ручке управления (68 *кг*) при распределении, показанном на фиг. 5.

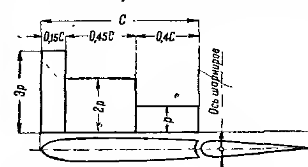
Примечание. Случай, когда противоположно направленная нагрузка на руль высоты, определенная по указанному методу, не может быть получена ни при каких условиях, необходимо рассматривать особо.

3. Распределение нагрузки по хорде стабилизатора должно соответствовать фиг. 6. Удельная нагрузка может быть принята постоянной по всему размаху для всех случаев.

---

[1] „Авиационный бюллетень" № 26, гл. IV.
[2] См. § 29, п. B. Триммеры.

В. Нагрузка при маневрах. 1. Горизонтальное оперение должно быть также рассчитано на эксплоатационную удельную нагрузку, не меньшую, чем нагрузка, соответствующая скорости выхода на горку V_p, при коэфициентах нормальной силы —0,55 и +0,35 (минус для нагрузки, действующей вниз, плюс для нагрузки, действующей вверх).



Фиг. 6. Распределение нагрузки по хорде хвостового оперения (расчетный случай для стабилизатора).

$$V_p = V_{min} + K_p (V_{max} - V_{min}), \quad (a)$$

где V_{min} — минимальная скорость горизонтального полета (критическая скорость);

V_{max} — максимальная скорость горизонтального полета (см. § 14);

$K_p = 0,15 + \frac{2450}{G + 1500}$ (не менее 0,5);

G — полетный вес самолета.

$$-\bar{p} = 0,55 q_p = \frac{V_p^2}{29}; \quad +\bar{p} = 0,35 q_p = \frac{V_p^2}{45}, \quad (b)$$

где $\bar{p}$ — средняя удельная эксплоатационная нагрузка горизонтального оперения;

q_p — скоростной напор, соответствующий V_p;

V_p — скорость выхода на горку в *м/сек*.

2. Эксплоатационная удельная нагрузка, действующая в том или ином направлении, не должна превышать нагрузки, соответствующей усилию летчика в 91 *кг*, приложенной, как указано в § 31, п. А, и не должна быть меньше нагрузки, соответствующей минимальному усилию летчика (§ 91, п. А, 2) или средней величине 73 *кг/м*^{2}.

3. Распределение по хорде должно соответствовать фиг. 5.

С. Дополнительный случай. 1. Эксплоатационная нагрузка на стабилизатор, определенная в п. В, должна быть приложена в соответствии с распределением, показанным на фиг. 6. Обычно эта нагрузка бывает меньше указанной в п. А.

Примечание. В этом случае противоположно направленная нагрузка к рулю высоты не прикладывается.

§ 27. Вертикальное оперение

А. Нагрузка на маневрах[1]. 1. Вертикальное оперение должно быть рассчитано на эксплоатационную удельную нагрузку, не

[1] Если моторы расположены не в плоскости симметрии, то расчетная скорость для вертикального оперения должна быть не меньше максимальной скорости при горизонтальном полете с одним выключенным мотором („Авиационный бюллетень“ № 26, § 26, п. F).

меньшую, чем нагрузка, соответствующая скорости выхода на горку V_p [см. § 26, п. В, 1, (а)] и коэфициенту нормальной силы 0,45:

$$\bar{p} = 0{,}45 q_p = \frac{V_p^2}{35{,}6},$$

где $\bar{p}$ — средняя эксплоатационная удельная нагрузка вертикального оперения [остальные обозначения см. в § 26, п. В, 1, (b)].

2. Для поверхностей управления обычного типа эксплоатационная удельная нагрузка для этого случая не должна превышать нагрузку, соответствующую усилию пилота в 91 *кг*, и не должна быть меньше 58 *кг/м²*.

3. Нагрузка по хорде распределяется так, как показано на фиг. 5, причем она может действовать в обоих направлениях.

В. Дополнительные случаи. 1. Общая эксплоатационная нагрузка на неподвижной поверхности (киль), определенная в п. А, должна быть приложена так, как показано на фиг. 6, и действовать в обоих направлениях.

2. Средняя эксплоатационная нагрузка, определенная согласно § 1, должна быть не меньше нагрузки, соответствующей встрече горизонтального порыва ветра скоростью 4,6 *м/сек* при полете на скорости V_{max} (см. § 14). Для этого случая средняя удельная эксплоатационная нагрузка может быть определена при помощи следующей приближенной формулы:

$$\bar{p} = 1{,}23 V_{max} \frac{4}{3 + \frac{6}{\lambda}},$$

где V_{max} — скорость в *м/сек*;

λ — удлинение хвостового оперения $= \frac{(\text{размах})^2}{\text{площадь}}$.

Примечание. При $\lambda < 2{,}0$ следует брать $\lambda = 2$.

3. При применении автопилота на многомоторных самолетах следует руководствоваться специальными правилами.

§ 28. Элероны [1]

А. Элероны должны быть рассчитаны на эксплоатационную удельную нагрузку, не меньшую, чем нагрузка, соответствующая скорости выхода на горку V_p [§ 26, п. В, 1, (а)] при коэфициенте нормальной силы 0,45.

$$\bar{p} = 0{,}45 q_p = \frac{V_p^2}{35{,}6},$$

где $\bar{p}$ — средняя эксплоатационная нагрузка на элероне [остальные обозначения те же, что и в § *26*, п. *В*, *1*, *(b)*].

В. Для элеронов обычного типа средняя удельная эксплоатационная нагрузка для заданного случая не должна превышать нагрузку, соответствующую действующему на штурвал моменту

[1] „Авиационный бюллетень" № 26, § 27.

от усилия пилота, равного произведению из 36 *кг* на диаметр штурвала управления, или же усилия на ручку 36 *кг*, считая, что это усилие уравновешивается только одним элероном.

Фиг. 7. Распределение нагрузки по хорде элерона.

C. Распределение по хорде должно соответствовать фиг. 7; при этом нагрузка действует в обоих направлениях.

D. При сравнительно большой хорде элерона может потребоваться определеиие удельной нагрузки на элерон как на часть крыла при симметричных случаях полета с ускорением, особенно если такая нагрузка воспринимается трубой, работающей на сжатие.

§ 29. Вспомогательные устройства[1]

А. Закрылкн. Эксплоатационная удельная иагрузка для закрылков определяется на основании наиболее опасных сочетаний скорости самолета и коэфициента нормальной силы закрылка, какие могут встретиться при пользовании последним.

Если при расчете крыла для случая открытого закрылка рассматривается измененная расчетная скорость (§ 18, п. D, 3), то эту же скорость можно припять для расчета коиструкции закрылка. Значение коэфициентов и распределение нагрузок для закрылка следует брать из надежных опытных даиных. В большиистве случаев для расчета как самого закрылка, так и системы управления можно принять равномерное распределение нагрузок по закрылку. Максимальный коэфициент нормальной силы для закрылка обычно не должен превышать 1,60, что соответствует удельной нагрузке, определяемой по формуле:

$$\bar{p} = 1{,}60 q_f = \frac{V_f^2}{10},$$

где q_f — скоростиой напор, соответствующий V_f;

V_f — измененная расчетная скорость для случая отклоненных закрылков в *м/сек*.

B. Трнммеры. Удельная эксплоатационная иагрузка на поверхностн управления должна быть определена из большого количества комбинаций скоростей полета и коэфициентов нормальной силы, могущих возникать при любых расчетных условиях. При определении расчетных условий для триммеров и поверхности управления в целом должио быть учтено назначение триммеров (регулироваиие, уравновешиванне), его относительные размеры и диапазон перемещения, одновременное нагружение от проводки управления и триммеров и тип системы управления им

[1] „Авиационный бюллетень" № 26, § 27.

(быстрое или медленное). Во многих случаях вместо полного исследования расчетных условий для триммера можно ограничиться следующим:

1. Определить коэфициент нормальной силы для полностью отклоненного триммера, принимая угол атаки и угол отклонения главной поверхности управления равными нулю.

2. Определить удельную эксплоатационную нагрузку $\bar{p}$ на триммер, при максимальной скорости горизонтального полета:

a) $\bar{p} = \frac{c_{nt} V_{\max}^2}{16}$ *кг/м²*, где $V_{\max}$ — *максимальная* скорость в *м/сек*[1];

b) можно принять, что нагрузка по триммеру распределяется равномерно.

3. Определить эксплоатационную нагрузку, задавшись таким ее распределением (фиг. 5), чтобы она уравновешивала суммарный шарнирный момент от нагрузки на триммер и от одной из следующих нагрузок:

a) минимальной нагрузки для горизонтального оперения, указанной в § 31, п. А, 2;

b) нагрузки для вертикального оперения на одномоторном самолете, равной нулю;

c) нагрузки для вертикального оперения на многомоторных самолетах (при расположении моторов вне плоскости симметрии), равной 91 *кг*; для расчета триммеров сравнительно большого размера и большой эффективности может быть допущена меньшая нагрузка;

d) нагрузки для элеронов, равной нулю.

4. Для хвостового оперения (но не для элеронов) определяется нагрузка на поверхности управления, соответствующая отклонению подвижной поверхности и триммера в одну сторону. При этом:

a) для всех частей подвижной поверхности (исключая площадь между осью шарниров и триммеров) принимается обычное распределение нагрузок по треугольнику (фиг. 5), не определяя величины удельной нагрузки на оси шарниров;

b) для части подвижной поверхности между осью шарниров и задней кромкой триммера принимается равномерное распределение нагрузки; удельная нагрузка у оси шарниров подвижной поверхности принимается такая же, как и в п. а;

c) вычисляется момент относительно оси шарниров рулей в долях удельной нагрузки; этот момент уравновешивается моментом, образующимся при приложении силы в 91 *кг* к рукоятке или педали; таким образом находится числовое значение удельной нагрузки. Этот случай относится только к подвижной поверхности и не является расчетным для трубы, работающей на кручение, и для элементов крепления триммера.

С. Специальные приспособления. При проектировании и расчете предкрылков, элеронов необычного типа, интерцепторов и тому

[1] c_{nt} — коэфициент нормальной силы триммера. *Прим. ред.*

подобных приспособлений следует руководствоваться особыми правилами. Эти указания руководящие органы высылают фирме только в том случае, если к запросу приложены соответствующие чертежи и подробные схемы конструкции и описания метода, по которому предполагается определять расчетные перегрузки для этой конструкции. И порядок, описанный в пп. А и В настоящего параграфа, можно изменять для каждого конкретного случая.

§ 30. Специальные требования

А. Свободнонесущие поверхности. Для увеличения жесткости хвостового свободнонесущего оперения требуется дополнительный коэфициент безопасности, равный по меньшей мере 1,25 для всех элементов, для которых расчетным является растяжение. Это не относится к другим элементам, например, к тем, которые разрушаются вследствие местного выпучивания или вследствие потери устойчивости. Некоторые типы конструкции требуют еще более значительных коэфициентов безопасности для обеспечения достаточной жесткости.

В. Расчаленные поверхности. 1. Величину коэфициентов безопасности для расчалок необходимо определять в соответствии с § 62.

2. Все элементы, подвергающиеся действию предварительной затяжки, должны иметь коэфициент безопасности не менее 1,5 по отношению к нагрузкам предварительной затяжки, вычисленным согласно § 62.

3. Если конструкция такова, что обратные расчалки не ослабевают до достижения расчетной нагрузки, то следует учитывать нагрузки от затяжки обратных расчалок.

С. Испытания. 1. В дополнение к описанному в § 26—29 прочность и жесткость поверхностей управления и вспомогательных приспособлений должны быть проверены испытаниями (§ 11) в присутствии представителя ДТ. Этим испытаниям подвергается также рычаг, к которому присоединяется проводка управления.

2. Испытания на прочность, описанные в § 11, могут быть заменены расчетом на прочность поверхностей управления и вспомогательных приспособлений при условии, что эти испытания ведут до разрушения или до 125% расчетной нагрузки. При расчете нагрузок для таких испытаний можно исходить из минимального коэфициента безопасности, если только для доказательства прочности элементов, требующих дополнительных коэфициентов безопасности, производится частичный расчет на прочность или дополнительные испытания. Части конструкции, прошедшие испытания на прочность, можно ставить на самолет, предназначенный к полету, только после представления достаточных доказательств того, что они не были повреждены при испытании.

3. Для испытаний, описанных в пп. 1 и 2, все наружные растяжки должны иметь натяжение, примерно соответствующее натяжению нормальной эксплоатации.

D. Тангенциальная нагрузка. Поверхности управления должны быть рассчитаны на значительную тангенциальную нагрузку (в обоих направлениях). Случай тангенциальной нагрузки, равной 20% максимальной нормальной, можно рассматривать как отдельный расчетный случай. При желании нагрузка может быть распределена по размаху пропорционально хордам. Испытание для этого случая необязательно, если только характер конструкции не указывает на целесообразность его.

E. Установка рулей. 1. Подвижные поверхности хвостового оперения необходимо устанавливать таким образом, чтобы была исключена возможность соприкосновения их с расчалками.

2. Регулируемый стабилизатор необходимо снабжать стопорными приспособлениями, для того чтобы ограничить его перемещения, однако, эти перемещения должны быть несколько больше максимальных, требуемых для уравновешивания самолета.

F. Шарниры. Обычные шарниры при трубах, работающих на кручение, можно применять только для стальных труб, имеющих запас прочности у шарнира по крайней мере 50%. Во всех других случаях в качестве опор следует применять втулки из соответствующего металла. Шарниры поверхностей управления (за исключением шариковых и роликовых подшипников) должны иметь коэфициент безопасности не менее 10. Этот коэфициент определяется по временному сопротивлению смятия самого мягкого материала, примененного в данном соединении. Нормированные нагрузки для роликовых или шариковых подшипников должны равняться или превосходить эксплоатационную нагрузку на подшипник. Для осей шарниров можно применять материал, указанный в спецификации 2330 SAE, или соответствующий ему по качествам.

G. Предотвращение флаттера[1]. Общие правила предотвращения флаттера необходимо соблюдать в отношении всех самолетов. Эти правила относятся, в частности, к конструкции и установке органов управления и их проводке и включают такие требования, как обеспечение жесткости конструкции, устранение люфтов в шарнирах и соединениях системы управления, обеспечение жесткости соединений элеронов и рулей высоты, сравнительно высокой степени весовой балансировки поверхности управления и сравнительно небольшой аэродинамической компенсации, высокой степени демпфирования трением, устройство соответствующих зализов и обтекателей. Следует избегать всего, что может вызвать возмущение потока, например, острых передних кромок подвижных поверхностей. Это приложимо также к щиткам-закрылкам и, в частности, к серворулям поверхностей управления, которые обладают относительно большой эффективностью и потому могут оказаться опасными при неудачной конструкции. Необходимо учитывать, что имеются различные виды флаттера,

---

[1] „Авиационный бюллетень" № 20, § 29.

причем каждому из них соответствует критическая скорость, при которой он обычно появляется. Эта критическая скорость может быть повышена путем улучшения антивибрационных характеристик данной части самолета, а в некоторых случаях вибрация может быть и совсем исключена. Не требуется применять одновременно все перечисленные средства предотвращения флаттера; желаемого результата нередко можно достичь применением одного из них. Ниже приведены основные меры предотвращения флаттера, на которые необходимо ориентироваться при отсутствии какого-либо специального приспособления или способа, одобренного ДТ.

Для всех самолетов:

1. При применении раздельных рулей высоты последние должны быть соединены между собой, причем соединение должно быть насколько возможно более жестким на кручение.

2. Элероны свободнонесущих крыльев или крыльев с ленточными расчалками должны быть статически уравновешены относительно осей шарниров.

Примечание. Эффективность весового балансира можно увеличить, поместив его у внешнего конца элерона. В случаях, когда система управления элероном исключительно жесткая и необратимая, можно удовлетвориться частичным статическим уравновешиванием.

3. Управление триммерами должно быть необратимым и относительно жестким, а способ установки триммера должен исключать возможность всякого свободного движения последнего. Необратимого управления можно не применять при полностью статически уравновешенных триммерах и при условии, что в системе управления триммерами имеется приспособление для предотвращения слишком большого и внезапного отклонения триммера. Небольшая статическая перекомпенсация триммера (ц. т. впереди шарнира) может противодействовать вредному влиянию люфтов триммера или податливости его системы управления.

4. При применении триммеров на задней кромке для уменьшения шарнирных моментов главных органов управления (сервокомпенсаторы) следует соблюдать соразмерность площадей и относительных движений во избежание аэродинамической перекомпенсации главных органов управления.

5. Экспериментальное определение собственной частоты колебаний некоторых частей самолета может потребоваться в тех случаях, когда имеются указания на опасно низкие частоты или совпадение частот собственных колебаний двух или нескольких частей конструкции.

6. Для самолетов, обладающих скоростью свыше 240 *км/час*, коэфициент динамической балансировки руля направления или каждого руля высоты в отдельности, вычисленный относительно точки пересечения оси шарниров и центральной оси фюзеляжа, не должен превышать 0,08[1]. Это безразмерный коэфициент, представляющий собой дробь, числителем которой

[1] См. замечание на стр. 335.

является центробежный момент инерции поверхности управления, а знаменателем — масса (или вес) поверхности управления, умноженная на ее аэродинамическую площадь. Центробежный момент инерции равен алгебраической сумме центробежных моментов инерции четырех квадрантов, причем моменты первого и третьего квадрантов считаются положительными, а второго и четвертого — отрицательными. Динамически неуравновешенная поверхность всегда будет иметь положительный результирующий центробежный момент инерции. По возможности же руль направления должен быть полностью динамически уравновешен. Вычисленный коэфициент динамического равновесия должен быть представлен на рассмотрение вместе с расчетом на прочность соответствующего органа управления.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ[1]

§ 31. Случаи нагружения

А. Для системы управления рулем высоты эксплоатационная нагрузка должна быть на 25% больше заданной эксплоатационной нагрузки для самого руля высоты, установленного в такое наклонное положение, при котором для уравновешивания его необходимо прикладывать к ручке максимальную силу. При этом вводятся следующие ограничения:

1. Эксплоатационная нагрузка может не превышать нагрузку, соответствующую максимальному усилию в 91 *кг*, приложенному к ручке управления, или двум силам по 45,5 *кг* каждая, приложенным в диаметрально противоположных точках обода, штурвала управления и действующих вперед или назад.

2. Эксплоатационная нагрузка не должна быть меньше нагрузки, соответствующей минимальной силе, приложенной так, как было указано в п. 1, и определяемой из уравнения:

$$F = 31{,}8 + 0{,}06\,(G - 227),$$

где F может не превышать 59 *кг*;

G — полетный вес самолета.

В. Для системы управления рулем направления эксплоатационная нагрузка должна быть на 25% больше, чем это следует из заданной эксплоатационной нагрузки для самого руля направления (полностью отклоненного) со следующими ограничениями:

1. Эксплоатационная нагрузка может не превышать нагрузку, соответствующую максимальному усилию в 91 *кг*, приложенному к педали.

2. Эксплоатационная нагрузка не должна быть меньше нагрузки, соответствующей минимальному усилию 59 *кг*, приложенному так, как указано в п. 1.

3. Для многомоторных самолетов с расположением моторов вне плоскости симметрии эксплоатационная нагрузка должна соответствовать усилию 91 *кг*, приложенному согласно п. 1.

[1] „Авиационный бюллетень“ № 26, гл. I.

C. Для системы управления элеронами эксплоатационная нагрузка должна быть на 25% больше, чем это следует из заданной эксплоатационной нагрузки на элероны при полном их отклонении. При этом вводятся следующие ограничения:

1. Эксплоатационная нагрузка может не превышать усилия, соответствующего максимальному усилию на ручку 36,4 *кг*, или моменту, равному произведению диаметра штурвала управления на силу 36,4 *кг*.

2. Эксплоатационная нагрузка не должна быть меньше соответствующей минимальному усилию, приложенному согласно п. 1 и определяемому по формуле:

$$F = 13{,}6 + 0{,}02\,(G - 227),$$

где F может не превышать 22,7 *кг*;

G — полетный вес самолета.

3. При наличии элеронов обычного типа (недифференциальных) следует принимать, что:

a) 75% усилия на ручку, или момента на штурвале, приходится на элерон, отклоненный вниз; остальная часть передается на элерон, отклоненный вверх;

b) 50% усилия на ручку, или момента, приходится на отклоненный вверх элерон; остальное передается на второй элерон.

4. При дифференциальных элеронах принимается, что на каждый из элеронов при отклонении его как вверх, так и вниз приходится 75% усилия на ручку, или момента.

D. Необходимо представлять расчет на прочность системы управления щитками, закрылками, триммерами и тому подобными приспособлениями. Эксплоатационная нагрузка для проводки управления должна быть по крайней мере на 25% больше нагрузок, действующих от поверхности управления. При этом можно пользоваться изложенными принципами с необходимыми изменениями. В сомнительных случаях рекомендуется предварительно согласовывать предполагаемый метод расчета.

E. Необходимо определить усилия, действующие в тросах или тягах управления подвижными поверхностями, и исследовать их влияние на остальную конструкцию.

§ 32. *Упругая компенсация*

A. Применение упругой компенсации допускается при выполнении следующих правил:

1. Во всех случаях и при всех условиях самолет должен обладать достаточной маневренностью и управляемостью без применения упругой компенсации.

2. Во всех случаях тип и конструкция упругой компенсации должны быть одобрены министерством.

3. Применение резиновых шнуров не допускается.

§ 33. Особые требования

A. Испытания. В дополнение к требуемому расчету на прочность в присутствии представителя ДТ проводятся проверочные испытания прочности и жесткости проводки управления (см. § 11). Если система управления испытывается в сочетании с соответствующим органом управления, то разница между заданными нагрузками должна компенсироваться приложением необходимого усилия, или момента, к кабанчику управления. Нагрузка при испытании должна быть направлена таким образом, чтобы она вызывала предельные усилия в соответствующих элементах системы управления. Испытывать следует крепления, ролики и кронштейны, соединяющие проводку с основной конструкцией.

B. Работа системы управления испытывается путем приведения в действие органов управления из кабины при 50% эксплоатационной нагрузки на поверхностях управления. Эта нагрузка не должна быть меньше нагрузки, соответствующей минимальному усилию при управлении, принимаемому при расчете проводки управления (см. § 31, п. А, 2; п. В, 2 и п. С, 2).

Распределение нагрузок по поверхности управления должно быть близким к заданному. Во время испытания не должно быть обнаружено ни заедания, ни чрезмерного трения, ни заметной деформации.

C. Испытания на прочность проводки управления можно заменить расчетом ее на прочность (согласно § 11) при условии, что испытание проходят все основные части системы управления и что прочность поддерживающей конструкции самолета подтверждается либо путем испытания, либо расчетом на прочность.

D. Ограничители. Вся система управления должна быть оборудована стопорными приспособлениями, обеспечивающими ограничение углов отклонения поверхностей управления. Стопоры должны выдерживать нагрузки, соответствующие расчетным условиям для проводки управления.

E. Установка. Следует устранить возможность заедания проводки управления, возможность прикосновения к ней пассажиров и задевание ею грузов, а также перетирание тросов о различные части самолета. Все ролики должны быть снабжены предохранителями.

F. Сварка. В системе управления недопустимо применение сварных швов, работающих на разрыв, без усиления их заклепками или болтами. Непосредственная сварка кабанчиков с трубами, работающими на кручение (без применения муфты), допускается только при большом запасе прочности.

G. Соединения. Для проводки управления применяются болты с корончатыми гайками, закрепленными шплинтами, или самоконтрящиеся гайки установленного типа. Шпильки и болты системы управления должны быть изготовлены из однородного металла высшего качества.

Примечание Применение шпилек для стандартных тросовых концов допускается в легких самолетах

Н. Все узлы, имеющие угловые перемещення (нсключая шарниры органов управления и шарниры с шарнковымн или роликовыми подшипниками), должны имеіь коэфициент безопасности, равный по крайней мере 5; этот коэфициент определяется по временному сопротивлению наиболее мягкого материала под шипника. Заводские нормы прочности для роликового или шарикового подшипника должны быть равны эксплоатационной нагрузке на подшипник или должны превосходить ее.

КОЛЕСНЫЕ ШАССИ

§ 34. *Расчетные случаи*

Случаи посадки, приводимые ниже, являются обязательным минимумом, предусмотренным для расчета шасси обычного типа. Для необычных типов шасси в зависимости от устройства и конструкции их элементов может потребоваться исследование нескольких положений при посадке. Допустимо уменьшение заданных перегрузок в случаях, когда можно доказать, что амортизационная система уменьшает коэфициент перегрузки.

§ 35. Посадка на две точки

А. Миинмальная перегрузка при посадке на две точки определяется следующим образом:

1. Для самолетов полетным весом свыше 450 *кг*

$$n = 2{,}80 + \frac{4077}{G + 1812}, \qquad (1)$$

где G — полетный вес.

2 Для самолетов полетным весом менее 450 *кг*

$$n = 3{,}00 + 0{,}027 \frac{G}{S}, \qquad (2)$$

где $\frac{G}{S}$ — нагрузка на крыло в *кг/м*².

3. Во всех случаях величина эксплоатационнои перегрузки n, определенная по уравнению (1) и (2), не должна превышать 4,33

В. Результирующая реакция земли рассматривается как сила, действующая по прямой пересечения плоскости симметрии с плоскостью, проходящей через оси колес и ц. т. самолета без шасси Ось винта (или эквивалентная линия) принимается горизонтальной, а расчетная величина вертикальной составляющей результирующей реакции земли должна определяться по полетному весу самолета без шасси и колес. Горизонтальиая составляющая должна иметь величину, достаточную для придания результирующей силе необходимого направления, но не может превышать 25% вертикальной составляющей. Если это ограни-

чение применяется, то результирующая сила не будет проходить через ц. т Методы учета неуравновешенного момента описаны в „Авиационном бюллетене“ № 26, § 39, п. В.

C. Если для шасси используют скользящие элементы вместо катящихся, то горизонтальную составляющую применяют равной половине вертикальной составляющей, что соответствует силе трения о поверхность земли При этом лыжное шасси, предназначенное исключительно для посадки на снег и на лед, может быть рассчитано на такую же горизонтальную составляющую, как и колесное шасси.

D. Результирующая реакция земли принимается распределенной поровну между колесами и приложенной у оси, в центре колеса. Амортизация и пневматики принимаются обжатыми до половины их полного хода, если нет указании на возможность другого более опасного положения.

§ 36. Посадка на три точки

A. Этому случаю соответствует такая же эксплоатационная перегрузка, как и при посадке на две точки.

B Расчетную величину суммы реакции земли необходимо определять по полетному весу самолета без шасси Общая нагрузка распределяется между шасси и хвостовым костылем обратно пропорционально расстояниям от ц т. самолета (без шасси) до точек соприкосновения с землей, измеряемым параллельно поверхности земли Нагрузка на шасси должна быть распределена *поровну между колесами* Для случаев посадки на три точки нагрузки принимаются перпендикулярными к поверхности земли при обжатии всех амортизаторов и пневматиков аналогично случаям посадки на две точки. Хвостовое колесо или костыль также должны быть рассчитаны на этот случай.

§ 37. Боковая нагрузка и случай посадки на одно колесо

A. Боковая нагрузка Шасси и прилегающие к нему части фюзеляжа должны рассчитываться на следующие нагрузки:

1 Эксплоатационную нагрузку, равную полетному весу самолета (без шасси), умноженному на 0,1 эксплоатационной перегрузки для случая посадки на две точки; эта нагрузка считается приложенной в точке касания одного колеса с землей и направлена перпендикулярно к плоскости симметрии.

2 Нагрузку, указанную в п 1, уравновешиваемую инерционными силами, равнодействующая которых проходит через ц. т самолета (баз шасси) Нагрузки могут быть распределены между точками панели, прилежащими к шасси

3. Момент относительно ц т., возникающий от боковой нагрузки, уравновешивается инерционными силами, возникающими вследствие вращения. Необходимые для уравновешивания самолета инерционные моменты можно приложить в точках крепления крыла, принимая, что вращающий момент уравновешивается инерционными силами только конструкции крыла.

4. Амортизаторы и пневматики принимаются обжатыми, так же как и при посадке на две точки.

5. Для случая боковой нагрузки нет надобности вводить в расчет вертикальные и горизонтальные нагрузки.

В. Посадка на одно колесо. Для случая посадки на одно колесо необходим анализ конструкции фюзеляжа, так как при этом действуют нагрузки, соответствующие нагрузкам на одну сторону фюзеляжа при посадке на две точки. Результирующая перегрузка будет, следовательно, равна половине перегрузки при посадке на две точки. Случай посадки на одно колесо идентичен случаю посадки на две точки. Неуравновешенному моменту вращения противодействуют угловые инерционные силы, которые следует отнести в основном к конструкции крыла („Авиационный бюллетень" № 26, § 34).

§ 38. Посадка с торможением

А. Для этого случая эксплоатационная перегрузка равна 1,33.

В. Самолеты, оборудованные тормозами, необходимо рассчитывать на нагрузки, возникающие при посадке с заторможенными колесами при таком положении самолета, когда хвостовой костыль почти касается земли. Принимается, что в этом положении вес самолета (без шасси) действует на колеса в направлении, перпендикулярном к поверхности земли. Кроме того, принимается, что параллельно поверхности земли в точке соприкосновения колес с землей действует составляющая, величина которой равна весу самолета (без шасси), умноженному на коэфициент трения 0,55. Пневматики принимаются обжатыми не больше чем на четверть номинального диаметра их поперечного сечения, а обжатие амортизации — такое же, какое при посадке на две точки.

§ 39. Расчетные случаи для амортизации[1]

А. Высота свободного падения, выраженная в сантиметрах, должна равняться 0,568 вычисленной критической минимальной скорости, выраженной в километро-часах. Высота больше 46 *см* для самолетов обычного типа не требуется. При применении механизированных крыльев высота свободного падения должна быть не менее 46 *см* (для самолетов с исключительно большой скоростью снижения может требоваться специальное исследование поглощаемой энергии впредь до общего пересмотра технических требований в отношении амортизации с учетом основных характеристик самолета). Высота свободного падения измеряется от нижней поверхности пневматика до земли при шасси в положении, соответствующем отсутствию нагрузки. Если конструкция амортизации такова, что этот метод определения способности по-

[1] „Авиационный бюллетень" № 26, § 35.

глощеиия энергии дает ненадежные результаты, то следует заменить его другим.

В. Амортизационные системы (включая также и амортизацию для хвоста самолета) должны поглощать кинетическую энергию, возникающую во время вертикального падения самолета с установленной высоты, предохраняя элементы конструкции от нагрузок, превышающих максимальные расчетные. Это относится как к случаю посадки на две точки, так и к случаю посадки на три точки. При определении энергии, поглощаемой амортизацией, влиянием крыльев и способностью конструкции поглощать энергию следует пренебречь.

С. Применяемые амортизаторы должны отвечать техническим требованиям, описанным в „Авиационном бюллетене" № 7, п. F, однако, показателем амортизационных качеств стойки может служить результат испытания на сбрасывание фюзеляжа и шасси с полной нагрузкой. При этом должен быть установлен акселерометр или какой-либо другой прибор для измерения ударных нагрузок.

§ 40. Колеса

А. Тип и конструкция колес шасси должны быть одобрены министерством на основании требований, изложенных в „Авиационном бюллетене" № 7, п. F. Колеса шасси не должны подвергаться нагрузкам, бóльшим указанных в этих требованиях. Статическая исходная нагрузка на колесо шасси должна равняться половине полетного веса самолета. Статическая исходная нагрузка на хвостовое колесо должна равняться максимальной действительной нагрузке, которая приходится на него при стоянке самолета на земле.

В. Если колеса, установленные на данном самолете, имеют такой размер, что для поддержания веса самолета требуются пневматики особой конструкции, то на колесах должна быть сделана ясная и заметная надпись с указанием марки и размера требуемых пневматиков.

§ 41. Особые замечания

А. Элементы конструкции шасси с лентами-расчалками должны быть рассчитаны на коэфициент безопасности не менее 1,5 от усилий предварительной затяжки, вычисленных в соответствии с § 62, пп. А — С. Для конструкции шасси, составляющих часть фермы крыла, следует руководствоваться данными § 62, п. D.

В. Расчет хвостового костыля или хвостового колеса на прочность можно заменить испытанием колеса или костыля на сбрасывание с соответствующей высоты, как указано в § 39 (по усмотрению фирмы).

С. При наличии убирающегося шасси должно быть устроено приспособление, показывающее летчику положение колес в

любой данный момент. Как правило, необходимо иметь по одному указателю для каждой стороны шасси. Для закрепления шасси в выдвинутом положении должны иметься замки или прочный стопорный механизм.

D. Следует тщательно избегать концентрации напряжений в элементах, подвергающихся динамическим нагрузкам, в особенности, если они термически обработаны при высокой температуре. Все радиусы закруглений в элементах, работающих на изгиб, должны быть возможно большей величины.

E. Элементы шасси, составляющие часть фермы, воспринимающие подъемную силу, следует рассчитывать, как указано в § 25, п. F.

КОРПУСА ЛОДОК И ПОПЛАВКИ ГИДРОСАМОЛЕТОВ

§ 42. Конструкция и тип поплавков

Конструкция и тип поплавков гидросамолетов должны быть одобрены министром, согласно „Авиационному бюллетеню" № 7, п. F, содержащему описание расчетных случаев для поплавков гидросамолетов.

§ 43. Общие расчетные условия

A. Для поплавковых самолетов необходимо исследовать поплавковые шасси в случаях посадки, описанных в § 44—46.

B. Корпуса летающих лодок должны рассчитываться на нагрузки на крылья и хвостовое оперение (включая нагрузки при маневрах) для различных случаев полета, описание которых не входит в настоящие правила. Должны быть рассмотрены также случаи посадки, описанные в § 47, и случаи нагрузки на днище лодки, указанные в § 48.

Примечание. До общего пересмотра технических требований в отношении корпусов лодок и поплавков будут рассматриваться и другие методы определения внешних эксплоатационных нагрузок на корпуса летающих лодок.

C. Случаи посадки, описанные в § 44—46, относятся также к фюзеляжам поплавковых самолетов. Крыло, нагруженное значительными весами, также может подвергнуться расчетной нагрузке при посадке.

§ 44. Посадка с наклонными реакциями (поплавковые самолеты)

A. Эксплоатационная перегрузка для поплавковых самолетов полетным весом 450 *кг* (или выше) равняется 4,20 (вертикальный компонент).

B. Для поплавковых самолетов полетным весом ниже 450 *кг* она будет такой же, как и для сухопутного самолета одинакового полетного веса с такой же нагрузкой на крыло.

---

[1] „Авиационный бюллетень" № 26, гл. VII.

C. Ось винта (или эквивалентная линия) принимается горизонтальной, а результирующая реакция воды, действующая в плоскости симметрии и проходящая через ц. т. самолета без поплавков и поплавкового шасси, имеет такой наклон, что ее горизонтальная составляющая равняется четверти вертикальной. Силы, представляющие веса самолета и его нагрузки, действуют в направлении, параллельном реакции воды. Вес поплавков и их шасси может быть исключен из полетного веса самолета.

D. Для расчета элементов поплавкового шасси, включая элементы фюзеляжа, завершающие жесткую ферму шасси, следует принимать минимальный коэфициент безопасности, равный 1,85.

E. Для остальных элементов конструкции минимальный коэфициент безопасности должен быть равен 1,50.

§ 45. Посадка с вертикальными реакциями (поплавковые самолеты)

A. Для поплавковых самолетов полетным весом 450 *кг* и выше эксплоатационная перегрузка должна быть равна 4,33 (по вертикали). Для поплавковых самолетов весом менее 450 *кг* эксплоатационная перегрузка должна быть такой же, как и для сухопутного самолета с одинаковым полетным весом и нагрузкой на крыло.

B. Ось винта (или эквивалентная линия) принимается горизонтальной, а результирующая реакция воды — вертикальной и проходящей через ц. т. самолета без поплавков и поплавкового шасси. Вес поплавков и поплавкового шасси вычитается из полетного веса самолета.

C. Минимальные коэфициенты безопасности должны быть такими же, какие указаны в § 44 для случая посадки с наклонными реакциями.

§ 46. Посадка с боковой нагрузкой (поплавковые самолеты)

A. Эксплоатационная перегрузка принимается равной 4,0 (вертикальный компонент) по отношению к полетному весу самолета без поплавков и поплавкового шасси.

B. Ось винта (или эквивалентная линия) принимается горизонтальной, а результирующая реакция воды — лежащей в вертикальной плоскости, проходящей через ц. т. самолета без поплавков и их шасси и перпендикулярной к оси винта. Вертикальная нагрузка должна проходить через киль (или кили) поплавка (или поплавков) и распределяться поровну между поплавками (если их два). Боковая нагрузка, равная четверти вертикальной нагрузки, должна прилагаться по линии, лежащей примерно по середине расстояния между нижней частью киля и ватерлинией при спокойной воде. Внутренние стойки, если они имеются, нужно проверять на случай боковой нагрузки, действующей на уровне ватерлинии при спокойной воде. При наличии двух глав-

ных поплавков вся заданная боковая нагрузка должна прилагаться к поплавку, находящемуся на той стороне, от которой действует реакция.

С. Минимальный коэфициент безопасности должен быть равен 1,50.

§ 47. Нагрузка на корпус лодки при посадке (летающие лодки)

Конструкцию корпуса лодки в целом необходимо рассчитывать на следующие случаи внешних эксплоатационных нагрузок:

А. Посадка на редан. Самолет должен быть в таком положении, чтобы ось винта (или эквивалентная линия) была горизонтальной. При этом предполагается, что самолет поддерживает гидродинамическая сила, распределенная по площади, лежащей между реданом и серединой расстояния от редана до переднего конца нормальной грузовой ватерлинии. Указанная площадь может быть принята за прямоугольник с шириной, равной полной проекции ширины нижней части редана. Нагрузка на эту площадь должна распределяться так, чтобы ее интенсивность была на 50% больше у киля, чем у скулы, и на 50% больше в сечении у редана, чем у переднего сечения. Объем полученного таким образом призматического тела нагрузки, по которому можно определять ее интенсивность, должен быть равен полетному весу самолета, умноженному на эксплоатационную перегрузку, равную 5,33.

1. Для этого случая

$$nG = \frac{25abL}{16},$$

где n — эксплоатационная перегрузка, равная 5,33;
G — полетный вес самолета;
a — интенсивность нагрузки у скулы в переднем сечении;
b — ширина;
L — половина длины ватерлинии перед реданом.

Можно принять, что ц. д. этой нагрузки находится на киле на расстоянии $\frac{8L}{15}$ от передней границы нагрузки; ее результирующая реакция должна проходить через этот ц. д. и ц. т. самолета.

2. Силы, представляющие веса самолета и его грузы, должны прикладываться в направлении, параллельном реакции воды.

3. Минимальный коэфициент безопасности должен равняться 1,50.

В. Случай посадки на две волны. Предполагается, что самолет поддерживается вертикальными нагрузками, действующими вверх у концов ватерлинии. Величина каждой из этих нагрузок принимается такой, чтобы результирующая эксплоатационная нагрузка действовала по линии, проходящей через главный редан, и была равна полетному весу самолета. Эксплоатационные перерезывающие силы и изгибающие моменты необходимо вычислять, пред-

полагая, что полетный вес самолета сосредоточен у редана, и пренебрегая узловыми нагрузками:

1. Минимальный коэфициент безопасности должен быть равен 1,50.

2. Для этого случая местные напряжения в местах приложения внешних нагрузок не рассматриваются.

§ 48. Нагрузки на днище (корпуса лодок)

Стрингеры обшивки днища, шпангоуты и прилежащие к ним части конструкции следует рассчитывать на эксплюатационную удельную нагрузку, определяемую при минимальном коэфициенте безопасности 1,5 следующим образом:

1. Эксплоатационная удельная нагрузка на часть днища, расположенную непосредственно перед главным реданом, определять по § 47, п. А.

2. Поверхность от переднего конца нормальной грузовой ватерлинии до середины расстояния между реданом и передним концом нормальной грузовой ватерлинии рассчитывать на эксплоатационную нагрузку, соответствующую удельному давлению, определенному для передней части скулы по § 47, п. А.

3. Поверхность от редана до заднего конца нормальной грузовой ватерлинии рассчитывать на эксплоатационную нагрузку, соответствующую удельному давлению, равному 75% среднего эксплоатационного удельного давления, указанного в § 47, п. А.

§ 49. Пловучесть

А. Корпуса летающих лодок и амфибий должны разделяться водонепроницаемыми перегородками на отсеки в соответствии со следующими условиями:

1. На самолете полетным весом 2270 *кг* или выше отсеки должны располагаться так, чтобы при заполнении каких-либо двух соседних отсеков корпус лодки, подкрыльные поплавки и пневматики (если они имеются) обеспечивали достаточную пловучесть для поддержания самолета в пресной воде.

2. На самолете полетным весом от 680 до 2270 *кг* отсеки должны быть расположены так, чтобы при одном отсеке, залитом водой, корпус, подкрыльные поплавки и пневматики (если они имеются) сохранили достаточную пловучесть для поддержания полетного веса самолета в пресной воде.

3. Для самолета полетным весом до 680 *кг* водонепроницаемых перегородок можно не делать.

4. Перегородки можно снабжать водонепроницаемыми дверьми для сообщения между отсеками.

В. Подкрыльные поплавки должны быть расположены так, чтобы при полном погружении их в пресную воду они могли дать восстанавливающий момент по крайней мере в полтора раза больше возможного опрокидывающего момента. Большая степень

остойчивости может потребоваться в случае больших летающих лодок в зависимости от высоты положения ц. т. над уровнем воды, площади и расположения крыла и хвостового оперения, а также по другим соображениям.

§ 50. Подкрыльные поплавки

А. Подкрыльные поплавки и их крепления, включая конструкцию крыла, следует рассчитывать на случаи:

1. Вертикальной эксплоатационной нагрузки, направленной вверх, проходящей через центр пловучести и равной трехкратному водоизмещению полностью погруженного поплавка.

2. Эксплоатационной нагрузки, направленной под углом 45° назад, проходящей через центр пловучести и равной трехкратному водоизмещению полностью погруженного поплавка.

В. Элементы крепления подкрыльных поплавков должны быть рассчитаны так, чтобы расчетные нагрузки вызывали их разрушение до повреждения основной конструкции крыла.

ФЮЗЕЛЯЖ, ПОДМОТОРНЫЕ РАМЫ И ГОНДОЛЫ[1]

§ 51. Фюзеляж. Расчетные случаи

А. Фюзеляжи всех типов самолетов должны быть рассчитаны на нагрузки от крыльев, шасси, хвостового оперения (включая нагрузки при маневрах) и моторной установки для различных случаев полета и посадки. Уравновешивающие нагрузки на хвостовое оперение, определяемые для случая полета с ускорением (с перегрузкой), следует учитывать при расчете фюзеляжа. Случаи нагрузок на фюзеляж, явно нерасчетные, можно не рассматривать. В некоторых случаях требуется рассмотреть только определенную часть фюзеляжа.

В. Должны быть рассмотрены дополнительные расчетные случаи для фюзеляжа, указываемые ниже.

С. Если нет других указаний, то коэфициент безопасности рекомендуется брать равным 1,5.

§ 52. Неполный капот

А. Эксплоатационная перегрузка должна соответствовать случаю посадки на три точки.

В. Передняя часть фюзеляжа должна быть рассчитана на этот случай по следующему приближенному методу (если только особенности конструкции не требуют более подходящего метода). Принимают, что самолет опирается на колеса и на ту часть основной конструкции фюзеляжа или двигателя, которая первая должна удариться о землю. Полетный вес самолета принимается приложенным перпендикулярно к земле. Переднюю часть фюзеляжа следует рассчитывать на силу реакции земли, соответствующую этим условиям.

[1] „Авиационный бюллетень“ № 26, гл. VIII.

§ 53. Полный капот

А. Минимальная эксплоатационная перегрузка для этого случая равна 3,0.

В. Фюзеляж и специальные устройства (кабаны) должны защищать пилота и пассажиров при полном капоте самолета. Для этого кабаны (или заменяющие их детали) должны быть рассчитаны на эксплоатационную нагрузку, действующую перпендикулярно к линии тяги (или эквивалентной линии) и превосходящую в три раза полетный вес самолета. В случаях, когда крыло находится над фюзеляжем и крепится к верху фюзеляжа более чем одной несущей фермой, по крайней мере одна ферма должна быть рассчитана на всю эксплоатационную нагрузку. Эта надстройка должна быть рассчитана также на общую эксплоатационную нагрузку, равную по меньшей мере половине веса самолета и направленную вперед или назад параллельно линии тяги или хорде крыла. Указанная нагрузка должна быть соответствующим образом распределена между верхними точками боковой фермы кабана или эквивалентной конструкции.

В конструкциях иного типа должны быть предусмотрены элементы такой же прочности, предохраняющие головы пилота и пассажиров от удара о землю в случае, если самолет при опрокидывании опирается на эту часть конструкции и верхнюю часть стойки киля. Во всяком случае требуется обеспечение возможности выхода пилота и пассажиров из самолета при подобного рода аварии.

Примечание Самолеты, для которых полный капот при посадке мало вероятен, будут рассмотрены особо.

§ 54. Реактивный момент

А. В случае мотора без редуктора, имеющего пять или более цилиндров, усилия от реактивного момента должны быть умножены на коэфициент, равный 1,5. Для двух-, трех- и четырехцилиндровых двигателей эксплоатационные коэфициенты перегрузки равны соответственно 2, 3 и 4. Реактивный момент, действующий на самолет, вычисляется для номинальной мощности двигателя и числа оборотов винта, соответствующего номинальному числу оборотов двигателя.

В. На этот случай необходимо рассчитывать раму двигателя и переднюю часть фюзеляжа и гондолы.

§ 55. Большой угол атаки и реактивный момент

Необходимо рассмотреть одновременное действие нагрузок, определенных для случая I, и нагрузок от реактивного момента, определяемых согласно § 54. На эти нагрузки нужно рассчитывать подмоторную раму и переднюю часть фюзеляжа и гондолы. Следует произвести проверку на перегрузки от порывов ветра в случае полета с минимальной нагрузкой [§ 15, п. В, 1, (а)].

§ 56. Боковая нагрузка на подмоторную раму

А. Эксплоатационный коэфициент перегрузки, соответствующий этому случаю, должен быть равен трети коэфициента перегрузки для случая I, но не должен быть меньше 1,33.

В. Подмоторную раму, переднюю часть фюзеляжа и гондолы нужно рассчитывать для этого случая, принимая, что эксплоатационная нагрузка вызывается силами инерции.

§ 57. Нагрузка на подмоторную раму, направленная вверх

Для подмоторных рам, которые не рассчитываются на случай капота, расчетная нагрузка на каждый элемент принимается равной 50% нагрузки, возникающей при посадке на две точки, но с обратным знаком.

§ 58. Случай расчета моторных гондол

А. Моторные гондолы и их опоры рассчитываются на полетные и посадочные случаи, соответствующие расчетным для них нагрузкам, включая случаи, описанные в настоящей главе и применяемые также к гондолам.

В. Эксплоатационные перегрузки и коэфициенты безопасности те же, что и для специальных случаев посадки, описанных выше.

С. Необходимо специально рассчитывать перегрузки от порывов ветра, полученные при минимальном полетном весе самолета (§ 55, п. В).

§ 59. Технические требования для расчета новых подмоторных рам

А. При расчете новой подмоторной рамы для самолета, уже находящегося в эксплоатации, нет необходимости производить новый полный расчет, а требуется рассмотреть лишь следующее:

1) большой угол атаки и реактивный момент (§ 55);
2) капот, или нагрузку, действующую вверх (§ 52 и 57);
3) боковую нагрузку (§ 56).

В. Расчет для каждого из этих случаев должен быть достаточно полным, т. е. должен показывать, что конструкция достаточно прочна.

§ 60. Особые требования

А. Сидения и привязные ремни. Все сидения должны быть снабжены привязными ремнями утвержденного образца. Эти ремни и их крепления должны быть рассчитаны на расчетную нагрузку 450 *кг* на человека, направленную вперед и вверх примерно под углом 45° к линии полета. Эта нагрузка должна передаваться на основную конструкцию. Сидения или кресла, в том числе и переставные, должны надежно крепиться на своих местах как на открытых, так и на закрытых самолетах, независимо от того, передается ли нагрузка от привязного ремня через сидения к его креплениям.

В. Расчет на прочность. 1. Статически неопределимые конструкции рассчитываются по точному методу или с допущениями в пользу прочности в отношении распределения нагрузок.

2. Исследуется влияние местных нагрузок (например, вызываемых проводкой управления и весом конструкции).

3. Делается специальный расчет резких изменений в ферме фюзеляжа и вырезов в фюзеляжах типа монокок.

4. Коэфициент заделки, применяемый при определении критических нагрузок при продольном изгибе стойки, ни в коем случае не должен превышать 2,0. Для всех элементов подмоторной рамы необходимо применять коэфициент 1,0. В сомнительных случаях требуются специальные испытания для подтверждения принятого коэфициента заделки.

5. Требования в отношении физических свойств сварных металлических деталей снижаются в соответствии с практикой, принятой в Военном ведомстве („Авиационный бюллетень" № 26, § 43).

РАЗЛИЧНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ[1]

§ 61. Технические требования к креплениям и стандартным частям

А. Термин „крепление" (fitting) определяет все части, служащие для соединения двух основных элементов, включая опоры этих частей на соединяемых элементах.

В. Минимальный коэфициент безопасности для крепления равняется 1,80. Следовательно, расчетная нагрузка на крепление должна быть не менее чем в 1,80 раза больше эксплоатационной. Коэфициент безопасности для заданного случая расчетной нагрузки должен быть во всяком случае на 20% больше заданного минимального коэфициента безопасности для основного элемента, от которого к креплению подходит расчетная нагрузка. Дополнительные коэфициенты безопасности, необходимые для некоторых основных элементов, в целях обеспечения большей жесткости, не относятся к креплениям (см. также п. Н настоящего параграфа). Непосредственная сварка основных элементов конструкции не представляет собой крепления. Влияние сварки в креплениях, состоящих из нескольких сваренных между собой частей, необходимо учитывать.

С. Система сил, расчетная для крепления, не всегда включает усилия, расчетные для соединяемых элементов; поэтому необходимо рассмотреть все силы, действующие на крепление при различных условиях. Прочность каждой составной части крепления должна быть рассчитана с учетом влияния эксцентриситета нагрузки.

В некоторых случаях, когда методы расчета на прочность недостаточно убедительны, требуется дополнительное испытание на прочность.

---

[1] „Авиационный бюллетень" № 26, гл. IX.

D. Болты и винты. Все болты и винты основной конструкции должны быть сделаны из определенного материала высокого качества и иметь первоклассную отделку. Самолетные болты нельзя заменять торговыми сортами машинных ни в какой части основной конструкции. Все болты, винты и шпильки необходимо контрить (стопорить) приспособлениями установленного типа.

E. Допустимая нагрузка смятия на нарезку болта не должна превышать 25% расчетной прочности на срез болта. Болты с ушками, подвергающиеся изгибу, должны иметь галтель между головкой и стержнем радиусом, равным по крайней мере четверти диаметра стержня.

F. Запрещается применять шурупы для присоединения частей, передающих нагрузки (например, шарниры органов управления или крепления).

G. Тяги и тросы. Минимальным размером тяги для основной конструкции является № 6-40[1]. Соответствующим минимальным допустимым размером троса с одним жестким сердечником будет № 13 (диаметр 1,83 *мм*). Расчетная прочность концевых заделок такого троса не должна превышать 85% прочности самого троса.

H. Крепления расчалок и тросов, выдерживающих нагрузку до 1540 *кг* (включительно), должны иметь прочность, не меньшую, чем расчалки и тросы. При наличии узлов, к которым присоединяется несколько тяг или тросов, это требование относится отдельно к каждой части крепления, соответствующей отдельной тяге или тросу, но не связано с одновременным приложением нагрузок на тросы.

I. Изготовление. Воспрещается паять детали, составляющие части основной конструкции, за некоторыми исключениями. Разрешение на пайку дается по представлении предварительных чертежей образцов, самых образцов или опытных данных. То же относится и к точечной сварке.

J. Все крепления должны иметь соответствующее защитное покрытие.

§ 62. Расчаленные конструкции[2]

A. Предварительная затяжка расчалки должна выражаться в процентах расчетной прочности собственно расчалки (а не ее концов).

B. Расчалки должны быть таких размеров, чтобы отношение предварительных затяжек, указанное в п. А, не превышало 2,0.

C. Прочность всех элементов, подверженных действию предварительной затяжки, должна быть достаточной для того, чтобы обеспечить минимальный коэфициент безопасности 1,5 по отношению к эксплоатационным нагрузкам, возникающим при натяжении тросов, соответствующим средней предварительной затяжке по п. А, равной 20%.

[1] Американские стандарты (см. стр. 318). *Прим. ред.*

[2] См. „Авиационный бюллетень“ № 26, § 42.

D. Для наружных расчалок несущих поверхностей нли органов управления минимальный коэфициент безопасности умножается на дополнительный коэфнциеит безопасности (во нзбежание чрезмерной деформации). Этот дополнительный коэфициент выражается уравнеиием:

$$K = \frac{L}{2R} \text{ (не меньше 1,0)},$$

где K — дополнительный коэфициент безопасности;

R — реакция, представляющая эксплоатационную аэродинамическую нагрузку, воспринимаемую расчалкой;

L — нагрузка иа расчалку, уравновешивающая реакцию.

E. При пользовании методом определения размеров расчалок, принятым Военным ведомством, требования, нзложенные в п. D, отпадают.

§ 63. Методы изготовления

A. Все наружные деревянные элементы конструкции должны иметь по крайней мере два слоя защитного покрытия лаком (или его заменителем). Составные коробчатые лонжероны и подобные части конструкции необходимо защищать изнутри по крайией мере одним слоем лака (нли его заменнтеля). Следует тщательно избегать покрытия склеиваемых поверхностей.

Казеиновым клеем составные спрусовые полки, стенки лонжеронов и тому подобные конструкцни склеивают под давлением 7—10,5 *кг/см*². Твердые сорта дерева (для ответственных деталей самолета) склеивают под давлением 14—17,5 *кг/см*².

ТРЕБОВАНИЯ, НЕ ОТНОСЯЩИЕСЯ К ПРОЧНОСТИ

§ 64. Общая часть

A. Кабииа должна иметь хорошую вентиляцию и обеспечивать необходимый обзор для пилота при нормальных условиях полета. Окна кабины должны быть устроены так, чтобы нх можно было очнщать или открывать в полете, обеспечивая тем самым обзор пнлоту (о специальных требованиях для транспортных самолетов см. „Авнационный бюллетень“ № 7, п. J).

B. Размещение летчика и основных деталей управления (за исключением тросов и тяг) должио быть таким по отношению к винтам, чтобы была исключена возможиость попадания в область, лежащую между плоскостью вращеиия винта, н поверхностью, составляющей угол 5° с плоскостью вращения винта.

C. Закрытые кабнны на пассажирских самолетах должны иметь следующие выходы:

1) самолеты с числом мест до четырех должны иметь легко открывающуюся и близко к сиденням расположенную дверь и могут не иметь другого выхода;

2) самолеты с чнслом мест свыше четырех, но не более пятнадцати, должны нметь по крайней мере один запасный

выход или вторую дверь (помимо главной) на противоположной к главной двери стороне. При желании можно устроить дополнительный запасный выход в верхней части кабины, что не исключает необходимости в выходах на каждой из сторон;

3) для самолетов с числом мест более пятнадцати на каждые семь пассажиров сверх пятнадцати требуется дополнительный запасный выход (сбоку или в верхней части кабины), но при надлежащих размерах и расположении выходов число их может не быть более четырех (включая двери);

4) открывающиеся окна с эллиптическим или прямоугольным отверстием размером около 43×61 *см* или круглым отверстием диаметром около 61 *см* могут служить как запасные выходы, если их расположение и способ открывания одобрены;

5) если пилот помещается отдельно от пассажиров, то выход через его кабину не считается запасным;

6) выход для пассажиров ни в коем случае не должен находиться в плоскости вращения винта, или в пределах угла 5° от последней, считая от втулки винта.

D. Органы управления должны быть сконструированы и расположены так, чтобы пассажиры или груз не могли мешать управлению самолетом. Колонка и ручка управления могут помещаться между пилотом и пассажиром только при особом устройстве управления.

E. Багажное и почтовое отделения должны быть рассчитаны на определенный максимальный вес багажа и почты и испытаны в полете с этой нагрузкой. В этих отделениях должна быть вывешена дощечка с указанием максимальной нагрузки, соответствующей прочности конструкции и летным качествам самолета. Требуются приспособления для укрепления на месте почты и багажа.

F. На каждом самолете в поле зрения пилота должна быть укреплена дощечка с указанием фирмы, строившей самолет, даты выпуска, серийного номера, марки и типа мотора.

G. На этой же дощечке должна быть указана емкость каждого бензинового бака (последняя может быть указана на кранах переключения баков или вблизи от них).

H. На всех самолетах на виду у пилота (или пилотов) должна помещаться дощечка с надписью: „Не превышать... *км/час* действительной индикаторной скорости". Установленная предельная скорость планирования должна быть на 10% меньше принятой при расчете на прочность согласно § 14, п. С. Действительное показание указателя воздушной скорости, которому должна соответствовать скорость, отмеченная на дощечке, определяется тарировкой этого прибора.

I. На всех самолетах, оборудованных щитками-закрылками, на этой дощечке должна быть надпись: „Не превышать ... *км/час* действительной индикаторной скорости с открытыми закрылками".

Установленная таким образом скорость должна быть на 10% меньше принятой при расчете на прочность крыла с открытыми закрылками согласно § 18, п. D, 3, „b".

Действительное показание указателя воздушной скорости, соответствующее предельной скорости с открытыми щитками-закрылками, должно определяться при помощи тарировки указатели и наноситься на дощечку.

J. Необходимо предусмотреть смотровые отверстия соответствующего размера для осмотра всех главнейших частей самолета.

§ 65. Моторы

A. Тип и конструкцию мотора выбирают из числа утвержденных Министерством торговли. Для моторов, предназначенных для легких самолетов (§ 2, п. B), утверждения не требуется, но их данные должны быть зарегистрированы министерством. Мощность и число оборотов, установленные министерством, должны входить во все расчеты, определяющие пригодность самолета к полету.

Моторы могут работать на оборотах выше номинального только во время подбора винтов с постоянным или изменяемым шагом.

B. Для высотных моторов кроме мощности и числа оборотов устанавливается расчетная высота. На этой высоте и выше нее такие моторы могут работать на полной мощности. Для работы на меньшей высоте пилот должен ограничивать мощность моторов, установленную для данных условий полета, по манометру, измеряющему абсолютное давление в трубопроводе, или при помощи другого соответствующего приспособления.

C. Технические требования к моторам приведены в „Авиационном бюллетене" № 7.

§ 66. Винты (пропеллеры)

A. Министерство торговли утверждает тип и конструкцию винтов и устанавливает для них предельную мощность и число оборотов. Винты, предназначаемые для легких самолетов, не требуют утверждения. В некоторых случаях ограничивается диаметр отверстия втулки винта. Винты могут применяться с любым двигателем при условии, что установленная мощность, число оборотов и диаметр вала не превышают максимальную мощность и число оборотов винта и внутреннего диаметра его втулки, и если комбинация винта и двигателя удовлетворительна в отношении вибрации.

B. Винты с постоянным или регулируемым шагом должны удерживать число оборотов двигателя на полной мощности в горизонтальном полете на расчетной высоте не свыше 105% установленного расчетного числа оборотов. При этом предусматривают увеличение оборотов на 5% сверх расчетного числа на форсирование мощности при взлете и наборе высоты.

C. Впредь до разработки специальных подробных технических условий для винтов с управляемым или автоматически регулируемым в полете шагом устанавливается, что механизм управления должен иметь конструкцию, при которой летчик может обеспечивать нормальное число оборотов двигателей или их мощность, соответствующие данным условиям полета. При этом необходимо учесть, что пилот должен затрачивать минимум внимания на наблюдение за установкой шага винта.

D. При горизонтальном положении на земле, когда обжатие шасси равно обжатию при нормальном полетном весе самолета, расстояние концов лопастей от земли должно быть не менее 22,8 *см*. При стоянке гидросамолета на воде расстояние между концами лопастей и уровнем воды должно быть не меньше 45 *см*. Зазор между концами лопастей винтов и фюзеляжем или другими частями самолета должен быть не меньше 2,5 *см*. Поверхности, находящиеся вблизи концов лопастей, должны быть соответствующим образом укреплены, чтобы предотвратить их вибрацию.

E. Технические требования для утверждения винтов приведены в „Авиационном бюллетене" № 7, п. G, гл. II.

§ 67. Система горючего

A. Не следует применять подачу горючего под воздушным давлением. Разрешается только подача самотеком или механическое нагнетание. Трубопровод должен быть расположен так, чтобы можно было использовать весь запас горючего при самом крутом подъеме или наивыгоднейшем угле планирования, а также, чтобы при обычных маневрах, связанных с умеренным креном или скольжением на крыло, впускные отверстия не могли непроизвольно открываться. При установке механической помпы необходимо иметь, кроме того, запасную ручную помпу, которую можно применять также для нагнетания горючего из запасного бака в главный.

B. Бензиновые баки необходимо отделять от двигателя противопожарной перегородкой. Зазор между перегородкой и баком должен быть не меньше 1,5 *см*. Поверхности баков должны вентилироваться во избежание скопления паров при утечке горючего. Каждый бак должен быть снабжен отстойником и спуском в самой нижней части при нормальном положении самолета на земле. Точка присоединения главного бензинового провода должна размещаться выше дна этого отстойника. Каждый бак в своей верхней части должен иметь дренажные отверстия, расположенные так, чтобы возможность закупоривания их вследствие образования льда сводилась к минимуму. Если два бака или более имеют связанные между собой выходные отверстия, то воздушные пространства этих баков также должны быть соединены между собой во избежание перепада давлений у вентиляционных отверстий, могущего повести к утечке бензина между баками. При наличии больших баков размер дренажных

трубок должен допускать быстрое изменение внутреннего воздушного давления, предупреждающее разрушение баков при крутом планировании или пикировании.

C. Бензиновые баки должны выдерживать внутреннее давление 0,245 *кг/см*^{2} без повреждения их и утечки горючего. Баки с большей емкостью и максимальным уровнем горючего свыше 0,61 *м* необходимо испытывать на давление, возникающее при полных баках на максимальном эксплоатационном ускорении.

D. На всех самолетах должны быть хорошие указатели уровня горючего в каждом баке во время полета. При соединении двух или нескольких баков и невозможности самостоятельной подачи горючего из какого-либо бака достаточно иметь один указатель уровня. Стеклянные указатели должны быть предохранены от поломки.

E. Весь трубопровод и арматура бензиновой системы должны быть таких размеров, чтобы при давлении в нормальной работе подача горючего не менее чем вдвое превышала нормальную подачу, соответствующую подаче при полностью открытом дросселе. В некоторых случаях соблюдение этого условия должно быть проверено испытанием. Следует избегать изгибов небольшого радиуса и вертикальных поворотов трубок (горбов). Медные изогнутые бензиновые трубопроводы должны быть подвергнуты отжигу до установки на место. Между частью бензиновой системы, установленной на моторе, и системой, установленной на основной конструкции самолета, необходимо применять гибкие соединения. Соединения гибкого шланга должны иметь металлическую оплетку. Гибкие бензиновые проводы должны иметь соответствующие крепления. Расстояние между точками крепления зависит от типа проводки и колеблется в пределах от 15 до 30 *см*.

F. Бензиновый провод между баком и карбюратором должен иметь один или несколько фильтров соответствующего размера и конструкции, имеющих приспособления для спуска и отстоя и устанавливаемых таким образом, чтобы отстойник легко был доступен для снимания и очистки.

G. В месте, легко доступном для пилота или механика, должны помещаться один или несколько быстродействующих клапанов, закрывающих в любой момент доступ горючего к мотору. При подаче горючего более чем из одного источника необходимо обеспечить возможность пользования каждым из них в отдельности. При оборудовании баков спускными кранами механизм, приводящий их в действие, должен быть легко доступным пилоту или механику, а расположение спуска должно исключать возможность пожара.

§ 68. Система смазки

A. Емкость масляной системы должна быть такова, чтобы на каждые 16 *л* горючего приходился 1 *л* масла, однако, не меньше определенного минимума, установленного заводом, производящим

двигатели. Должны быть предусмотрены соответствующие устройства, показывающие количество масла в системе.

В. Масляные баки должны выдерживать внутреннее давление в 0,35 *кг/см*^{2} без разрушения или течи. Они должны быть соответствующим образом дренированы и снабжены расширительным пространством, причем должна быть исключена возможность случайного заполнения этого пространства маслом. Емкость этого расширительного пространства должна составлять минимум 10% общей емкости баков и не должна быть меньше 1,9 *л*.

С. Масляный трубопровод должен иметь внутренний диаметр не меньший, чем внутренний диаметр входного или выходного отверстия в моторе. Температура масла измеряется при входе в мотор. Соединения в масляной системе применяются утвержденного типа.

§ 69. Система охлаждения

А. Система охлаждения должна быть достаточной емкости для поддержания температуры мотора в безопасных пределах во всех случаях полета в течение времени, по крайней мере, равного тому, на которое хватает горючего при нормальных оборотах мотора.

В. Радиаторы должны быть установлены так, чтобы вибрация их была по возможности наименьшей.

С. Трубы и соединения должны соответствовать установленным стандартам и не должны передавать вибрации радиатору или конструкции самолета.

§ 70. Требования, предъявляемые к моторной установке

А. Двигатель, система зажигания, горючее, масло, охлаждающая система и принадлежности, входящие в моторную установку, должны быть спроектированы и установлены так, чтобы до минимума была уменьшена возможность нарушения их функций в воздухе и насколько возможно предупреждалась опасность возникновения пожара во время полета или в случае аварии.

Дополнительно к указанным требованиям должны быть приняты все меры к предотвращению пожара.

Особое внимание помимо описанного выше следует обращать на противопожарные средства. Моторные установки подвергаются строгому контролю в пожарном отношении и при наличии каких-либо сомнительных элементов не получают утверждения.

В. Баки, соединения и проводка должны быть сделаны из материалов, которые (вследствие присутствия в них обычных или природных примесей) не вступают в химические реакции с применяемыми сортами горючего, масла и жидкости.

С. Если двигатель не помещается в особой гондоле отдельно от баков, он должен быть отделен от них противопожарной перегородкой из стальных листов. Для наружных листов такой перегородки можно применять также алюминий или его сплавы. Перегородка должна полностью изолировать двигатель

и иметь необходимые отверстия с плотно пригнанными уплотнительными кольцами или втулками. Прилегающие воспламеняющиеся элементы конструкции должны иметь защитное асбестовое покрытие или другую изоляцию и быть предохранены от возможности обливания горючим или маслом.

D. Все капоты на моторной установке и внутренняя (обращенная к мотору) сторона противопожарной перегородки должны быть сделаны из металла и размещены так, чтобы всякое скопление грязи, сора или бензина могло быть обнаружено без снятия капотов. Они должны плотно прилегать к перегородкам, но могут быть снабжены отверстиями, если все поверхности самолета в пределах 38 *см* имеют соответствующее металлическое противопожарное покрытие. Капот должен обеспечивать полный дренаж при всех условиях полета и положениях на земле через особые отверстия, расположенные против тех частей бензиновой системы, из которых возможна утечка. При этом должна быть исключена возможность попадания бензина или масла на выхлопные трубопроводы или другие части самолета и заливки им пористого материала.

E. Всасывающие патрубки карбюратора соответствующим образом должны дренироваться и открываться целиком снаружи капота (за исключением случаев, когда совершенно исключена возможность обратных вспышек).

F. Выхлопные трубопроводы должны изготовляться из соответствующего материала. Должны быть предусмотрены температурные расширение и охлаждение, устраняющие местное перегревание. Газы должны отводиться в сторону от конструкции самолета так, чтобы они не могли быть отнесены назад к впускному отверстию карбюратора или в сторону пилота и пассажиров; ночью они не должны давать ослепляющего свечения впереди пилота.

G. На каждой горловине должна быть обозначена емкость бака, а также надпись „бензин“, „масло“ или название охлаждающей жидкости в случае ее наличия.

H. В са́мых нижних точках масляной, бензиновой и охлаждающей систем при нормальном положении самолета на ровной поверхности должно быть по одному или по нескольку отверстий для спуска горючего, масла или жидкости, чтобы они не могли попасть на какую-либо часть самолета. Эти отверстия должны иметь предохранительные запоры, препятствующие случайному открытию.

I. Все детали управления мотором должны быть ясно маркированы обозначением их назначения и способа действия. Дроссельный рычаг и выключатели зажигания должны быть легко доступны пилоту и размещены так, чтобы была обеспечена возможность управления каждым мотором в отдельности или всеми вместе. Под рукой у летчика должно быть удобно расположено выключение зажигания. Дроссель должен управляться надежной системой проволок или тросов.

§ 71. Электрооборудование

А. Электрооборудование должно быть установлено согласно общепринятым правилам и защищено от горючего, масла, воды. Между проводкой тока значительной силы и бензиновыми и масляными баками, масляными и бензиновыми проводами, карбюраторами, выхлопными трубопроводами и движущимися деталями должно быть известное расстояние.

В. Предохранители должны быть расположены так, чтобы их можно было легко заменить в полете. Они должны прерывать ток в питающей системе при необходимости обеспечить сохранность ламп (огней) и элементов цепи.

С. Батареи должны быть легко доступными и соответствующим образом изолированы от бензиновой и масляной систем. Прилежащие к ним части самолета должны иметь защитное противокислотное покрытие в том случае, если батарея содержит кислоты или другие вызывающие коррозию вещества. Все батареи должны быть установлены так, чтобы при выплескивании из них жидкости последняя осушалась или поглощалась, не приходя в соприкосновение с деталями самолета. При целиком закрытой батарее должна быть соответствующая вентиляция.

§ 72. Оборудование и приборы

Необходимо иметь следующее оборудование и приборы, безотказно работающие в условиях эксплоатации:

А. Оборудование. 1. Противопожарное оборудование — по конструкции, одобренной министерством. Считается удовлетворительным оборудование, проверенное в лабораториях страховых обществ. Кабинные пассажирские самолеты должны иметь по крайней мере один переносный огнетушитель с минимальной емкостью 1,14 *л*, удободоступный для пассажиров. Для самолетов с моторами в 40 *л. с.* или меньше можно применять огнетушители емкостью 0,57 *л*.

2. Привязные ремни или подобные им приспособления для пилота и пассажиров согласно указаниям, приведенным в „Авиационном бюллетене“ № 7, п. F.

3. Электрооборудование и ракеты, соответствующие назначению самолета („Авиационный бюллетень“ № 7, п. F).

4. Формуляры самолета и мотора.

5. Инструкцию по регулированию для самолетов с расчалками в виде схемы или перечней данных с соответствующими пояснениями.

В. Приборы. 1. Счетчики оборотов (отдельный для каждого мотора).

2. Масляный манометр (при подаче масла под давлением).

3. Водяной термометр для моторов водяного охлаждения и масляный для моторов воздушного охлаждения.

4. Альтиметр.

5. Указатель давления наддува (или подобный прибор) для каждого высотного мотора.

C. Компасы. Каждый самолет, делающий перелеты в 160 *км* и более, или летающий над большими водными пространствами вне видимости земли, должен быть оборудован компасами.

§ 73. Летные качества

A. Все сухопутные самолеты и амфибии должны обладать при полной нагрузке и в спокойном воздухе следующими характеристиками (для поплавковых самолетов и летающих лодок можно принимать величины, указанные в скобках):

1. Посадочная скорость не свыше 105 *км/час*. Самолеты, не рассчитанные на пассажиров и не перевозящие их, должны садиться на скорости не свыше 112 *км/час*[1].

2. Разбег в пределах 300 *м* на уровне моря при спокойном воздухе (поплавковые самолеты и летающие лодки должны взлететь при нормальных условиях без слишком большого разбега).

3. Скороподъемность (выраженная в *м/мин*) должна превышать в первую минуту после отрыва от земли или от воды теоретическую минимальную скорость (выраженную в *км/час*) в 1,51 (1,13) раза, но не должна быть меньше 91 *м/мин* (76 *м/мин*).

4. Многомоторные самолеты должны быть способны к прямолинейному горизонтальному полету на высоте не менее 600 (300) *м* над уровнем моря при одном выключенном моторе (любом из установленных на самолете); остальные моторы должны при этом работать на расчетном режиме.

Исключение из последнего правила допускается для самолетов, оборудованных приспособлениями быстрого опоражнивания горючего; эти самолеты в случае остановки одного из моторов должны осуществлять горизонтальный полет по прямой на высоте 600 (300) *м* с полной нагрузкой за вычетом того количества горючего, которое они могут сбросить. В подобных случаях на самолете должно оставаться по крайней мере 38 *л* бензина на каждые 100 *л. с.* работающих моторов. Этот запас горючего может быть использован в любой момент. У самолетов с платной нагрузкой, изменяющейся в зависимости от запаса горючего, требование этого параграфа должно быть удовлетворено при максимальной нагрузке на борту самолета.

5. Многомоторные самолеты должны быть способны подняться от уровня моря до высоты 300 *м* с одним выключенным мотором и с использованием всех моторов для достижения минимальной взлетной скорости.

B. Транспортные самолеты — см. „Авиационный бюллетень“ № 7, п. J, в котором приведены требования к транспортному самолету.

---

[1] Это указание относится к 1935 г. Новые данные неизвестны. *Прим. ред.*

§ 74. Летные испытания

A. Целью летных испытаний является не только проверка летных качеств, перечисленных в § 73, но и проверка уравновешенности, устойчивости, маневренности и общих характеристик самолета при полете и при рулежке. До или одновременно с представлением самолета в министерство для летных испытаний завод должен представить инспектору, проводящему испытания, детальный отчет о заводских испытаниях, подписанный заводским летчиком-испытателем. В отчете должно быть указано, что самолет прошел полную программу испытаний, включая маневры, перечисленные в настоящих требованиях.

B. При всех условиях нагрузки все самолеты должны иметь достаточную управляемость при посадке на минимальной скорости с выключенным мотором и хвостом, опущенным вниз.

C. При всех условиях нагрузки и режимах мотора самолеты должны обладать продольной и поперечной устойчивостью и устойчивостью пути.

D. Самолеты должны обладать продольной уравновешенностью и устойчивостью в горизонтальном полете на всех числах оборотов мотора от минимальных, необходимых для горизонтального полета, до 90% номинальных.

Все самолеты должны быть уравновешены и должны обладать продольной устойчивостью преимущественно при горизонтальном полете на полной мощности, но можно признать также удовлетворительными самолеты, сохраняющие устойчивость при подъеме на числах оборотов свыше 90% номинальных без потери скорости и управляемости, при стабилизаторе, установленном в положении равновесия для горизонтального полета на 90% номинального числа оборотов. При выключенном моторе все самолеты должны быть уравновешены и должны иметь продольную устойчивость на скоростях, составляющих от 120 до 140% минимальной скорости на уровне моря. Перечисленные условия относятся ко всем случаям нагрузки. Самолет считается неустойчивым, если при испытаниях на продольную устойчивость амплитуда колебаний увеличивается. Максимальная предельная скорость, установленная для данного самолета, не должна быть превышена.

E. Все самолеты должны выходить из шестивиткового штопора не более чем через полтора дополнительных витка при нейтральном управлении, выключенных моторах и со стабилизатором, установленным в положении равновесия для крейсерской скорости в горизонтальном полете с заданной нагрузкой. Во время штопора поверхности управления не должны оказывать обратного действия на ручку управления. Если инспектор находит, что штопор возник в результате чрезмерно резких и ненормальных для обычных маневров действий органами управления, то для выхода из штопора после шести витков разрешается пользоваться рулями высоты и направления. Самолет такого типа можно

признать удовлетворительным в отношении штопорных характеристик в том случае, если он выходит из штопора не более чем через два витка при нейтральном положении элеронов. Самолет с полетным весом свыше 1800 *кг* на штопорные характеристики не испытывается за исключением случаев, когда такое испытание в связи с летными характеристиками данного самолета, по мнению министерства, необходимо.

F. Максимальную предельную скорость, установленную для каждого самолета, не следует превышать ни при каких испытаниях.

G. Мореходность летающих лодок и больших гидросамолетов должна подтверждаться соответствующими испытаниями в неспокойной воде.

H. Ни одна поверхность управления не должна обнаруживать признаков флаттера или значительной вибрации ни при каких нормальных положениях или случаях полета на скоростях от минимальной до максимальной предельной скорости.

I. Летные испытания производятся пилотом, имеющим право на управление транспортными самолетами, но в случае надобности в этом испытании может принять участие представитель ДТ.

J. Во время летных испытаний на самолете может находиться только экипаж, необходимый для их проведения. Платную нагрузку должен заменять песок или балласт.

K. Балласт можно применять при испытании самолета на продольную устойчивость, равновесие и посадку при испытании самолетов полетным весом не менее 4500 *кг* за исключением самолетов с числом пассажиров более восьми; для таких самолетов можно брать не свыше 9 *кг* груза на пассажира соответственно заданному случаю загрузки.

Необходимо доказать, что данный самолет может производить благополучно посадку без балласта, пассажиров или груза.

На самолетах, испытываемых с балластом, перед пилотом должна быть табличка с указанием минимального веса и расположения балласта, требуемого для полета без платной нагрузки.

Место для размещения багажа должно быть точно указано.

Если место, в которое укладывают балласт, не совпадает с местом, где обычно находится соответствующая по весу нагрузка, то конструкцию в этом месте необходимо рассчитать на эту нагрузку.

L. При полетных испытаниях определяются предельные допустимые переднее и заднее положения ц. т., зависящие от возможных перемещений грузов. Вертикальное перемещение ц. т. должно рассматриваться только в тех случаях, когда вследствие особых условий оно может влиять на летные качества самолета. Положение ц. т. определяется по отношению к с. а. х. взвешиванием самолета и соответствующими вычислениями в присутствии представителя ДТ, руководящего испытаниями. Самолетная

фирма должна подготовить и представить полный отчет о весах самолета со всеми необходимыми вычислениями, подписанный представителем ДТ. Последующие заявки об утверждении изменений во внутреннем размещении или оборудовании должны сопровождаться заверенными весовыми данными и соответствующим подсчетом, которые можно сверить с первоначальной центровкой для выяснения, нужно ли проводить дополнительные летные испытания.

§ 75. Веса

А. Расчетный полетный вес самолета должен равняться сумме весов пустого самолета, полного веса горючего и масла, экипажа и полной платной нагрузки.

В. В вес пустого самолета включается вес всех его частей за исключением горючего, масла, экипажа и платной нагрузки. Платная нагрузка состоит из пассажиров, багажа и груза. В багаж входит ручной багаж и съемное оборудование (парашюты, инструменты и якоря). Полная нагрузка представляет собой разницу между допустимым полетным весом и весом пустого самолета. Веса вычисляются по следующим данным: вес бензина принимается равным 0,72 *кг/л*, смазочного 0,9 *кг/л*, экипажа и пассажиров 77 *кг* на человека, вес каждого парашюта 9 *кг*.

С. Самолеты, допустимый полетный вес которых не позволяет им иметь одновременно полную нагрузку и полное количество горючего, могут быть утверждены при выполнении следующих условий.

Располагаемое количество горючего при полной платной нагрузке не должно быть меньше 0,57 *л* на 1 *л. с.* Количество масла должно соответствовать этому количеству горючего. При применении в качестве горючего вместо бензина какого-либо другого топлива располагаемого количества горючего должно хватить на двухчасовой полет на крейсерской скорости при полной платной нагрузке.

§ 76. Расположение и размеры опознавательных знаков

А. Опознавательные знаки располагаются на самолетах в соответствии с указаниями „Авиационного бюллетеня“ **№ 7**, § 41.

§ 77. Транспортные самолеты

Специальные технические требования для транспортных самолетов изложены **в** „Авиационном бюллетене“ **№ 7**, п. J.

ДАННЫЕ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТОВ

(из „Авиационного бюллетеня“ № 26[1], действующего с 1 октября 1934 г., с изменениями от 4 марта 1935 г.)

ОБЩАЯ ЧАСТЬ

§ 1. Цель и назначение бюллетеня

Настоящий бюллетень служит дополнением к „Авиационному бюллетеню“ № 7, п. А, в котором изложены конструктивные и эксплоатационные требования.

Применение описываемых ниже методов расчета на прочность может значительно сократить время, затрачиваемое на проверку, и этим самым ускорить окончательное утверждение технических данных. Однако необязательно следовать этим методам во всех деталях. Они приведены лишь для удобства самолетостроительной фирмы. Департамент принимает любой рациональный метод расчета на прочность, дающий надежные результаты.

§ 2. Стандартные обозначения

S — площадь в $м^2$ (при отсутствии особых указаний — площадь крыла);
a — положение аэродинамического центра в долях хорды;
а. ц. — аэродинамический центр (фокус. *Прим. ред.*);
σ — площадь эквивалентного лобового сопротивления в $м^2$ (см. раздел IV);
σ' — площадь эквивалентной пластинки (см. стр. 340);
u — расстояние между лонжеронами;
b — хорда в $м$;
ц. т. — центр тяжести;
$c_д$ — центр давления в долях хорды;
x — индекс „лобовое сопротивление“;
d — нагрузка на площадь эквивалентного лобового сопротивления в $кг/м^2$;

$$d = \frac{G}{\sigma};$$

e — средний вес 1 $м^2$ площади крыла в $кг/м^2$;
F — сила в $кг$;
σ, τ, R — напряжение в $кг/мм^2$;
g — ускорение силы тяжести у земли в $м/сек^2$;
h_c — расстояние, измеряемое перпендикулярно к с. а. х. в долях с. а. х.;
i — индекс „индуктивный“;

---

[1] Этот бюллетень намечено пересматривать через короткие промежутки времени.

j — положение ц. т. крыла в долях хорды;
K — коэфициент;
f — коэфициент безопасности;
y — индекс „подъемная сила";
M — момент в *кг·м*;
с. а. х. — средняя аэродинамическая хорда;
n — эксплоатационная перегрузка;
0 — индекс „нулевая подъемная сила" или „начальный уровень моря";
P — сила в *кг*;
q — скоростной напор в *кг/м*²;
R — равнодействующая, или сила реакции, в *кг*, — индекс „результирующий";
r — расстояние заднего лонжерона от носка в долях хорды;
$\frac{G}{S}$ — нагрузка на крыло в *кг/м*²;
w — скорость порыва ветра в *м/сек*;
V — скорость самолета в *м/сек*;
G — полетный вес в *кг*;
p — удельная аэродинамическая нагрузка в *кг/м*²;
$\overline{p}$ — средняя удельная аэродинамическая нагрузка в *кг/м*²;
x — расстояние, измеряемое параллельно с. а. х. в долях с. а. х; индекс [1];
α — угол атаки в радианах или градусах;
γ — угол траектории полета в градусах;
Δ — приращение какой-либо величины;
η — к. п. д. винта;
ρ — массовая плотность воздуха в *кг сек*²/*м*⁴.

§ 3. Стандартные величины и формулы

А. При переходе от действительных условий полета к расчетам нагрузок на конструкцию можно пользоваться следующими формулами.

Массовая плотность воздуха:

$$\rho_0 = 0{,}125 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4 \tag{1}$$

(стандартная величина на уровне моря).

Скоростной напор:

$$q = \frac{1}{2}\rho_0 V_i^2 = \frac{V_i^2}{16}, \tag{2}$$

где V_i — „индикаторная" скорость в *м/сек* (скорость по прибору).

Аэродинамические коэфициенты:

$$c_R = (c_y^2 + c_x^2)^{\frac{1}{2}}, \tag{3}$$

$$c_n = c_y \cos\alpha + c_x \sin\alpha, \tag{4}$$

$$c_t = -c_y \sin\alpha + c_x \cos\alpha, \tag{5}$$

$$c_{mx} = c_n (x - c_{д}), \tag{6}$$

[1] n с символом x относится к эксплоатационной нагрузке, параллельной основной хорде крыла.

где x — расстояние от передней кромки до точки хорды, относительно которой определяется момент, выраженное в долях хорды.

Силы, удельные нагрузки и моменты

Общая формула аэродинамической силы:

$$R_a = c_a Sq. \tag{7}$$

Лобовое сопротивление:

$$R_x = c_x Sq. \tag{8}$$

Крутящий момент:

$$M = c_m Sqb. \tag{9}$$

Средняя удельная нагрузка:

$$\bar{p} = c_n q. \tag{10}$$

Коэфициент нагрузки:

$$n = \frac{P}{G}. \tag{11}$$

Тяга винта:

$$T = \frac{75N}{V}\eta. \tag{12}$$

Скорости

Максимальная скорость на высоте:

$$V_{\max_h} = 10{,}7\left[\eta\frac{\frac{G}{\sigma}}{\left(\frac{G}{N}\right)_h}\right]^{\frac{1}{3}}\left(\frac{\rho}{\rho_h}\right)^{\frac{1}{3}}, \tag{13}$$

где $V_{\max_h}$ *м/сек* — скорость относительно воздуха при плотности воздуха ρ_h.

Индикаторная минимальная скорость:

$$V_{\min} = 4\left(\frac{\frac{G}{S}}{c_{y\max}}\right)^{\frac{1}{2}} \text{м/сек}. \tag{14}$$

Теоретическая индикаторная скорость вертикального пикирования:

$$V_{\text{пик}} = 4\left(\frac{G}{\sigma}\right)^{\frac{1}{2}} \text{м/сек}. \tag{15}$$

Примечание. Величина $\frac{G}{\sigma}$ должна быть такой же, как в уравнении (13).

$$V_i = V_a\left(\frac{\rho_a}{\rho_0}\right)^{\frac{1}{2}}, \tag{16}$$

где V_i — индикаторная скорость относительно воздуха;
V_a — действительная скорость относительно воздуха;
ρ_0 — стандартная плотность воздуха на уровне моря;
ρ_a — плотность воздуха, при которой достигается V_a.

Изменение c_y от порыва ветра:

$$\Delta c_y = A \frac{w}{V}. \qquad (17)$$

Изменение эксплоатационной перегрузки при порыве ветра

$$\Delta n = c_y \frac{q}{\frac{G}{S}}. \qquad (18)$$

§ 4. Общие сведения по аэродинамике

А. Определения (см. также „Авиационный бюллетень" № 7А, § 11 и 12.

1. А. ц. (фокус) — точка на хорде крыла (положение которой дается в долях хорды), относительно которой коэфициент момента будет постоянным для всех углов атаки. Теоретически фокус находится на 25% хорды. Действительное положение может не совпадать с теоретическим и определяется по наклону кривой коэфициента момента согласно § 7, п. В, 3).

2. Площадь эквивалентного лобового сопротивления — площадь условной пластинки, имеющей коэфициент лобового сопротивления $c_x = 1{,}0$.

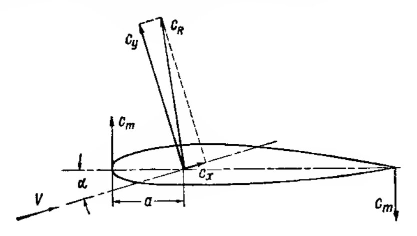
3. Площадь эквивалентной пластинки. Площадь пластинки, которая при заданной величине скоростного напора дает такое же лобовое сопротивление, как рассматриваемые простые или сложные тела.

Примечание. $\sigma = 1{,}28\sigma'$, где σ' — площадь эквивалентной пластинки.

В. Коэфициенты. 1. В „Авиационном бюллетене" № 7А пользуются абсолютными (безразмерными) коэфициентами. Для заданной площади крыла они представляют отношение действительного среднего удельного давления, отнесенного к проекции площади крыла, к скоростному напору, соответствующему заданному полетному случаю. Индексы показывают направление, в котором действуют силы.

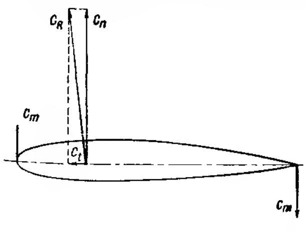
2. Индексы y и x относятся к направлениям, перпендикулярным и параллельным потоку, а индексы n и t — к направлениям, перпендикулярным и параллельным основной хорде крыльев. Символ R относится к направлению результирующей силы. Эти векторы представлены на фиг. 8 и 9. Если плоскости фермы, воспринимающей лобовое сопротивление, и фермы, воспринимающей подъемную силу, не совпадают с плоскостью основной хорды и соответственно с плоскостью действия нормальных сил, то прежде чем производить расчет крыла по методу, описанному в гл. III, необходимо сделать соответствующие поправки.

Исправленные коэфициенты находят путем разложения коэфициента результирующей силы на составляющие, действующие в плоскостях несущей фермы и фермы, воспринимающей лобовое сопротивление, как показано на фиг. 10. Влияние на коэфициент тангенциальной силы может быть при этом значительным, но поправкой на c_n обычно можно пренебречь.

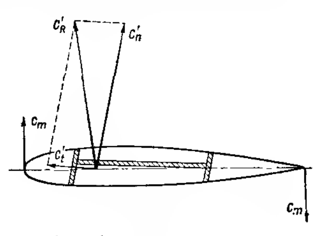


Фиг. 8. Коэфициент аэродинамических сил.

3. Коэфициент момента можно рассматривать так же, как и коэфициенты сил, приложенных к передней и задней кромкам профиля (фиг. 8—10), если момент представить в виде пары сил.



Фиг. 9. Коэфициент аэродинамических сил.



Фиг. 10. Коэфициент аэродинамических сил.

Положительный коэфициент момента соответствует силе, действующей у передней кромки вниз. Приведение положения ц. д. к коэфициенту момента относительно любой заданной точки легко может быть осуществлено при помощи уравнения (6) § 3.

4. Стандартные характеристики для крыльев обычного типа содержатся в Rep. и TN NACA. Для расчета на прочность обычно требуются некоторые поправки, которые подробно описываются в § 7.

§ 5. Общие правила представления данных для получения лицензии (разрешения) на самолет

А. Заявка на серийную лицензию. 1. Требуется указать номера модели винта и втулки. Если винт имеет лицензию на серийное производство, то иадо указать номер этой лицеизии. Если винт (или втулка) еще ие приият, то самолетная фирма должна просить фирму, изготовляющую винты, представить иа рассмотрение департамента необходимые материалы.

2. Необходимо применять стаидартные образцы колес, пиевматиков или поплавков. Если оии не утверждеиы или прииять для более низких нагрузок, чем те, для которых оии предиазначаются, то надо поступать так, как указано в п. 1.

3. Необходимо указывать номер модели амортизатора. Амортизаторы должны получать одобрение в каждом отдельном случае; при этом должны быть учтены тип и расположение шасси, размер пневматиков и вес самолета. Если все эти факторы в основиом одинаковы для двух различиых случаев, то все же утверждение амортизатора для одного случая не распростраияется на другой.

4. Необходимо указывать иомера моделей моторов. При примеиеиии моторов, не утвержденных ДТ, следует просить моторостроительиую фирму предоставить последиему необходимые материалы.

В. Технические данные. Нередко отсутствуют следующие данные, облегчающие работу:

1) списки чертежей;

2) списки стандартного оборудоваиия (в разделах, касающихся таких деталей, как привязные ремни, освещение, специальные рычаги управления мотором, которые должны быть одобрены особо, необходимо указывать номер модели этих частей и иаименоваиие фирмы);

3) полное указание размеров и ссылки на стандарты на чертежах, выполнеиных в трех видах;

4) подпись инженера, ответственного за расчет на прочиость;

5) точиая спецификация материалов иа всех рабочих чертежах;

6) расположение и детали роликов и кронштейнов системы управлеиия; расположеиие и характер стопоров поверхностей управлеиия;

7) чертежи масляных баков с указанием свободиого пространства для расширения масла;

8) чертежи и описание действия механизмов необычного типа (закрылки, триммеры, убирающееся шасси).

С. Исправления. При представлении иа одобрение исправлений, виесенных в коиструкцию самолета утвержденного типа, необходимо прилагать соответствующие страиицы исправленных списков чертежей. Во всех случаях, когда находящиеся в эксплоатации самолеты должны оставаться без изменеиий, нужно указывать серийные номера самолетов, к которым относятся

исправления. Измененные установки нужно соответствующим образом отмечать и указывать в списках чертежей.

Проверка исправленных чертежей сравнительно большого размера ускоряется, если измененные размеры отмечены также на двух добавочных взаимно перпендикулярных полях против изменения на чертеже.

§ 6. Основы расчета на прочность. Общие расчетные данные

А. Для расчета на прочность нужно иметь следующие общие данные:

1. G — максимальный полетный вес в *кг*.

2. S — эффективная площадь крыла в $м^2$ в соответствии с § 12, п. А „Авиационного бюллетеня" № 7А, определяемая графическим методом, описанным в § 9.

3. N — номинальная мощность. При применении высотных моторов следует указывать высоту, к которой относится эта мощность.

4. σ — вычисленная площадь эквивалентной пластинки в $м^2$ на максимальной скорости (см. § 4). При известной или вычисленной величине V_{max} величина σ может быть определена решением уравнения (13) для d. Если желательно определить сначала σ, для того чтобы затем вычислить V_{max}, то можно пользоваться уравнением $\sigma = \sigma_{вр} + c_x S$. Обычные величины $\sigma_{вр}$ (площадь лобового сопротивления самолета без крыла) (см. стр. 20, фиг. 2) c_x можно обычно рассматривать как минимальный коэфициент лобового сопротивления, равный для крыльев обычного типа приблизительно 0,01.

5. $\frac{G}{S}$ — нагрузка на крыло в $кг/м^2$ (при максимальном полетном весе).

6. $\frac{G}{N}$ — нагрузка на единицу мощности в *кг/л. с.* (при номинальной мощности мотора).

7. d — нагрузка на площадь эквивалентного лобового сопротивления в $кг/м^2$ (при максимальном полетном весе).

8. V_{max} — вычисленная или измеренная максимальная индикаторная скорость горизонтального полета в *м/сек*. Если действительная максимальная величина V_{max} достигается на некоторой высоте, то величина ее определяется из уравнения (16) § 3. Действительная воздушная скорость на заданной высоте определяется по уравнению (13), в котором величина ρ соответствует располагаемой на этой высоте мощности (см. также „Авиационный бюллетень" № 7А, § 11, п. H и § 14).

9. V_{min} — вычисленная минимальная скорость в *м/сек*, которая может быть определена из уравнения (14) § 3. При наличии закрылков (или других подобных приспособлений для увеличения подъемной силы) критическую скорость нужно вычислять для двух предельных положений закрылков.

10. $V_{пик}$ — максимальная скорость вертикального пикирования (при нулевой тяге винта) [см. уравнение (15) § 3 и „Авиационный бюллетень“ № 7А, § 14, п. С, 1].

11. $V_{max\,max}$ — расчетная индикаторная скорость планирования в *м/сек*, определяемая самолетной фирмой сообразно типу и назначению самолета в отношении минимальной величины этой скорости („Авиационный бюллетень“ № 7А, § 14, *п.* С). Уравнение для определения минимальной величины этой скорости учитывает:

a) возможность превышения максимальной скорости при горизонтальном полете ($V_{max\,max}$ не может быть меньше V_{max});

b) влияние обтекаемости и веса на скорость планирования, которая может быть достигнута на заданном угле планирования; обе эти величины входят в определение $V_{пик}$. Лобовое сопротивление винта на предельной скорости не учитывается, так как эта формула не дает величины $V_{max\,max}$, достаточно высокой для того, чтобы вызвать обратную тягу винта;

c) влияние размера самолета на возможную максимальную скорость, K_g является эмпирическим коэфициентом, учитывающим вес самолета и служащим для обеспечения более высоких расчетных скоростей планирования для небольших маневренных самолетов.

§ 7. Определение исправленных характеристик профиля

Исправляют основные характеристики профиля, представляемые в стандартной форме, и вычисляют дополнительные коэфициенты для расчета на прочность. Для этой цели ниже приведены упрощенные уравнения и для облегчения счетной работы все данные сведены в табл. 32. Полученные результаты должны быть нанесены на диаграмму, как показано на фиг. 11, где за исходный параметр вместо угла атаки принят c_y.

А. Влияние удлинения. Методы определения поправок на удлинение приводятся в различных источниках. Можно пользоваться следующими уравнениями:

$$\lambda = \frac{(kl)^2}{S}, \qquad (1)$$

где λ — удлинение;

k — коэфициент размаха Мунка для бипланов (для монопланов $k = 1{,}0$);

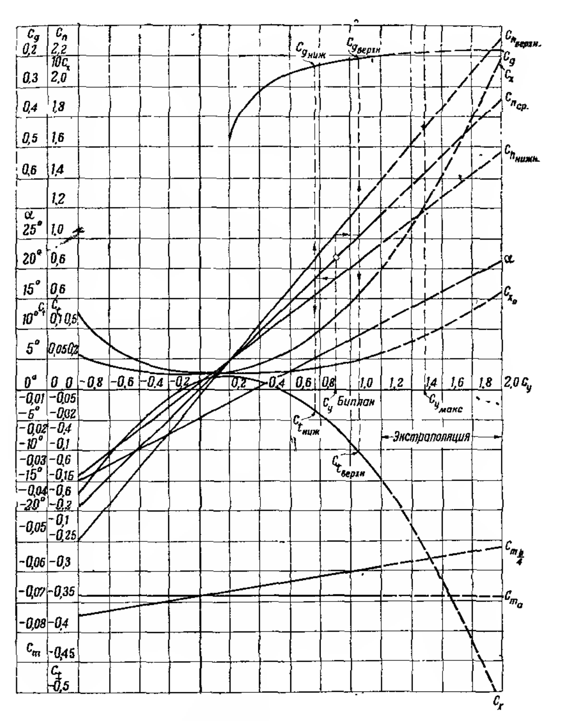
l — размах крыла, имеющего бо́льшую длину;

S — полная площадь крыла, включая части, затененные или занятые фюзеляжем;

$$k = \frac{1}{\lambda} - \frac{1}{\lambda_6} = \frac{1}{\lambda} - 0{,}1667, \qquad (2)$$

где k — поправочный коэфициент;

$$\alpha = \alpha_6 + 18{,}24kc_y, \qquad (3)$$



Фиг. 11. Корректированные кривые крыла.

где α_6 — угол атаки в градусах для заданного при удлинении λ (табл. 2, гр. 2 и 4),

$$c_x = c_{x_6} + 0{,}318 k c_y^2 \tag{4}$$

где $c_{x_6} = c_x$ — для заданного c_y при удлинении шесть;
c_x — для заданного c_y при удлинении λ (табл. 2, гр. 5 и 7),

$$A = A_6 \frac{4}{3 + \frac{6}{\lambda}}, \tag{5}$$

где A_6 — наклон кривой подъемной силы при удлинении шесть,
A — наклон кривой подъемной силы при удлинении λ.

В. Определение дополнительных характеристик. Как следует из табл. 2, могут потребоваться некоторые дополнительные характеристики, определяемые следующим способом.

1. Коэфициент нормальной силы c_n может быть найден из уравнения (4) § 3. При этом c_n оказывается почти равным c_y при малых его величинах. Однако это может оказаться неверным для необычного или видоизмененного профиля, например, для крыла с закрылками.

2. Коэфициент тангенциальной силы c_t, направленной по хорде b, определяется из уравнения (5) § 3 (табл. 2, гр. 13—15).

3. Коэфициент момента относительно а. ц. (фокуса) обычно в данные профили не включается. Иногда дается коэфициент момента относительно точки, находящейся на $^1/_4$ хорды $c_{m\frac{b}{4}}$ в функции от c_y. В таких случаях эту кривую можно заменить прямой, по возможности близко совпадающей с кривой $c_{m\frac{b}{4}}$ (фиг. 11). Положение а. ц. можно тогда найти при помощи уравнения:

$$a = 0{,}25 - (c_{m1} - c_{ma})^{1},$$

где c_{m1} — величина, полученная из спрямленной диаграммы:

$$c_{m\frac{b}{4}} \text{ при } c_n = 1{,}0.$$

4. Величины a и c_{ma} могут быть получены непосредственно по кривым, определяющим положение ц. д. (табл. 2, гр. 16—17, где определяется $c_{m\frac{b}{4}}$). Эти величины могут быть построены по c_y. Затем можно определить a и c_m, как описано в § 3. Во всяком случае следует ограничиваться величинами c_y, лежащими на прямолинейной части кривой подъемной силы.

5. Величину c_{ma} можно определить отдельно для данного значения c_y из уравнения:

$$c_{ma} = c_{m\frac{b}{4}} + (a - 0{,}25)\, c_n.$$

Рекомендуется строить диаграммы этих величин для профилей необычного типа, не имеющих строго определенного а. ц. Местные значения c_{ma} определяются по табл. 31, гр. 18.

---

[1] Следует помнить, что в США положительным считается момент кабрирования, а не пикирования. *Прим. ред.*

С. Экстраполяция характеристических кривых. При полете с ускорением можно очень близко подойти к максимальной величине c_y (указанной в характеристиках основного профиля без срыва потока, характеризующегося изменением наклона кривой подъемной силы) или даже превысить ее. Кривые, применяемые при расчете на прочность, можно экстраполировать для определения влияния внезапного изменения угла атаки; для этого пользуются следующими приближенными методами:

1) прямолинейный участок кривой угла атаки продолжают (фиг. 11) до больших величин c_y; полученные величины α вносят в табл. 2 (экстраполированные участки кривых показаны на фиг. 11 пунктиром);

2) коэфициент индуктивного сопротивления определяют по табл. 2, гр. 19 (определение λ и k приведено в п. А, 1 и 2);

3) коэфициент профильного сопротивления c_{x0} определяют по табл. 2, гр. 20; откладывают все эти величины для исходной прямолинейной части кривой c_y, а затем продолжают полученную кривую в том же направлении, что и для меньших значений c_y (фиг. 11); полученные таким образом значения c_{x0} вносят в табл. 2, гр. 20;

4) продолжают кривую c_x, беря соответствующие величины из гр. 7 табл. 2;

5) кривую c_{ma} продолжают как горизонтальную прямую;

6) величины c_n и c_t экстраполируют, как указано в гр. 8—15 табл. 2, на основании экстраполированных значений c_x;

7) кривую $c_д$ экстраполируют при помощи уравнения:

$$c_д = a - \frac{c_{ma}}{c_n},$$

пользуясь экстраполированными величинами c_n.

D. Биплан. Взаимное влияние крыльев биплана можно удобно рассчитать, видоизменяя исправленные характеристики профиля, показанные на фиг. 11 для каждого крыла.

1. Коэфициенты подъемной силы. Для каждого крыла нужно определять рабочий диапазон коэфициентов подъемной силы c_y (табл. 1, гр. 1). Для этого можно воспользоваться NACA Rep. № 458 (относительная нагрузка на крылья биплана). Этот метод дает приращения, прибавляемые к средним коэфициентам подъемной силы и вычитаемые из них (табл. 2, гр. 21—24). При пользовании этим методом для биплана с большим выносом могут потребоваться еще дополнительные поправки.

2. Коэфициент нормальной силы. Исправленные коэфициенты нормальной силы для каждого крыла биплана нанесены на фиг. 11. Эти величины можно определить при помощи основной кривой коэфициента средней нормальной силы, пользуясь исправленными величинами c_y (гр. 23 и 24 табл. 2).

3. Общие характеристики. Нет надобности наносить на диаграмму остальные характеристики для каждого крыла, так

Таблица 2

Вычисление характеристик профиля

1	c_y	−1,0	−0,8	−0,6	−0,4	−0,2	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0	2,2
2	$a_в$																	
3	$\Delta a = 18 \cdot 24 \cdot Kc_y$																	
4	$a = \mathbf{2} + \mathbf{3}$																	
5	$c_{xв}$																	
6	$\Delta c_{xi} = 0{,}318 \cdot Kc_y^2$																	
7	$c_x = \mathbf{5} + \mathbf{6}$ $c_{x\,экс} = \mathbf{19} + \mathbf{20}$																	
8	$\cos a = \cos\ \mathbf{4}$																	
9	$\sin a = \sin \mathbf{4}$																	
10	$c_y \cos a = \mathbf{1} \cdot \mathbf{8}$																	
11	$c_x \sin a = \mathbf{7} \cdot \mathbf{9}$																	
12	$c_n = \mathbf{10} \cdot \mathbf{11}$																	
13	$c_y \sin a - \mathbf{1} \cdot \mathbf{9}$																	
14	$c_x \cos a = \mathbf{7} \cdot \mathbf{8}$																	
15	$c_t = \mathbf{14} - \mathbf{13}$																	
16	ц. д. = ц. $д_б$ ц. $д._{экс} = a - c_{ma}/\mathbf{12}$																	
17	$c_m \cdot b/_4 = [0{,}25 - \mathbf{16}] \cdot \mathbf{12}$																	
18	$c_{ma} = \mathbf{17} + (a - 0{,}25) \cdot \mathbf{12}$																	
19	$c_{xi} = \frac{6}{k)}$																	
20	$c_{x0} = \mathbf{7} - \mathbf{19}$																	
21	$\Delta c_{y\,верх}$ (бипл)																	
22	$\Delta c_{y\,низ}$ (бипл)																	
23	$c_{y\,верх} = \mathbf{1} + \mathbf{21}$																	
24	$c_{y\,низ} = \mathbf{1} + \mathbf{22}$																	
$\lambda =$	$k = \frac{1}{\lambda} - \frac{1}{6} =$		$a =$										$\Delta c_{y\,верх}$			$\Delta c_{y\,низ}$		

Примечание. Цифры, набранные жирным шрифтом, означают выражение в соответствующей графе. *Прим. ред.*

как их можно легко определить следующим методом. При заданной расчетной величине среднего c_n определяют соответствующие точки на кривых c_n для каждого крыла. Значение c_y для каждого крыла биплана, соответствующие c_n биплана, определяют по горизонтальным линиям, пересекающим среднюю кривую c_n. Затем для этих значений c_y определяют различные коэфициенты для каждого крыла в отдельности (см. пунктирные вертикальные линии на фиг. 11).

§ 8. Определение положения ц. т.

А. Необходимо построить в соответствующем масштабе схемы, показывающие действительное положение ц. т. каждой части или группы частей. Желательно, чтобы каждая часть была отмечена на схеме своим номером. Должны быть также показаны горизонтальные и вертикальные оси координат, служащие для подсчета плеч весов этих частей. Кроме того, необходимо указывать положение с. а. х. и среднего фокуса (§ 9). Эти точки нужно брать такими, чтобы их можно было легко найти на готовом самолете. Для этого можно использовать, например, осевую линию болта крепления крыла или другую подобную определенную точку. Этот способ облегчит окончательную проверку положений ц. т. в полете.

В. Необходимо составить таблицу центровки с указанием веса и плеча для каждой части относительно горизонтальной и вертикальной осей координат.

С. В таблицу центровки должны входить суммы произведений весов на расстояние, по которым определяются следующие положения ц. т.

a) при полной загрузке самолета;

b) для самолета без шасси (или поплавков);

c) крайнее переднее положение ц. т., которое желательно утвердить;

d) крайнее заднее положение ц. т., которое желательно утвердить.

§ 9. Определение результирующих аэродинамических сил

А. Ниже приводится общий метод определения среднего эффективного значения коэфициента нормальной силы, среднего коэфициента момента, положения среднего фокуса и величины с. а. х. Эти коэфициенты необходимы для определения уравновешивающих нагрузок для различных полетных условий. Рассмотрим общий случай, имея в виду, что при более простой форме крыла или кривых распределения нагрузки по размаху можно часть расчетов опустить.

В. В общем случае сумма всех сил, действующих на крыло, может быть заменена одной равнодействующей силой, приложенной в некоторой точке, и моментом воздушных сил относительно этой точки. Если точка выбрана таким образом, что при постоянном скоростном напоре момент аэродинамических сил значительно не изменяется с изменением угла атаки крыла, то ее можно считать средним фокусом крыла. Результирующая сила может быть разложена на составляющие (нормальную и тангенциальную) и представлена средними коэфициентами c_n и c_t, а момент — средним коэфициентом момента c_m, умноженным на расстояние, которое можно рассматривать как с. а. х. Значения всех этих величин и положение среднего фокуса зависят от формы

крыла в плане и характера кривой распределения нагрузки по размаху.

Таблица 3

Определение результирующей воздушных сил

№ по пор.	Наименование	Корень		Полуразмах		Конец	
1	Размах l						
2	Хорда b						
3	R_l						
4	$R_l b = \mathbf{3 \cdot 2}$						
5	$R_l bl = \mathbf{4 \cdot 1}$						
6	x						
7	$R_l bx = \mathbf{4 \cdot 6}$						
8	$b^2 = \mathbf{2^2}$						
9	c_m						
10	$c_m b^2 = \mathbf{9 \cdot 8}$					$\bar{l}$	

$$k_l = \frac{A_4}{A_2};\ \bar{l} = \frac{A_6}{A_4};\ x = \frac{A_8}{A_4};\ \text{с. а. х.} = \frac{A_9}{A_2}.$$

Примечание. Цифры, набранные жирным шрифтом, означают выражение в соответствующей графе. *Прим. ред.*

С. Для удобства и ясности в табл. 3 и на фиг. 12—14 изображены различные кривые, полученные по данному методу. Площадь, ограниченную кривой, следует выражать в ее параметрах, а не в действительных единицах измерения. При этом рекомендуется придерживаться следующего:

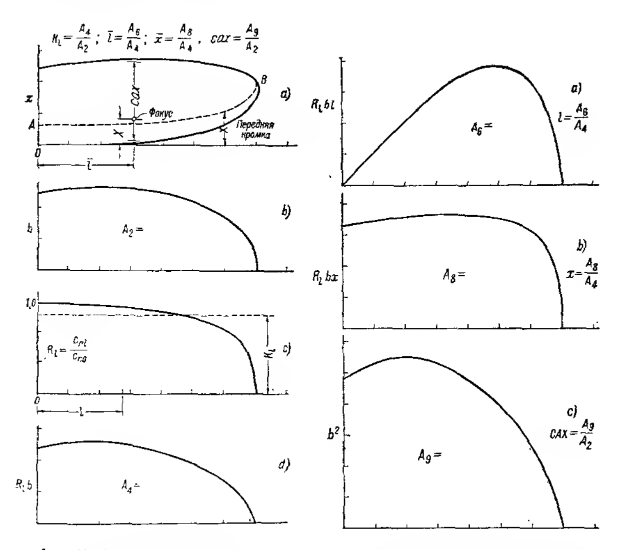
1. На фиг. 12, *a* в масштабе показана действительная форма крыла в плане аналогично определению эффективной площади („Авиационный бюллетень" № 7А, § 12, п. А).

2. На фиг. 12, *b* показано изменение хорды крыла b по размаху. Величины b приведены в табл. 3, гр. 2. Площадь, показанная на фигуре, должна быть точно определена и выражена в соответствующих единицах. Она должна быть равна половине величины эффективной площади крыла (§ 6, п. А, 2).

3. На фиг. 12, *c* приведена принятая кривая распределения нагрузки по размаху. Коэфициент R_l представляет отношение действительного c_n в любой заданной точке к величине c_{n0} у корня крыла. Величины R_l, найденные при помощи этой кривой, включены в табл. 3, гр. 3. Кривая распределения по размаху, применяемая при настоящем расчете, должна строиться согласно указаниям „Авиационного бюллетеня" № 7А, § 20, п. В.

4. Фиг. 12, *d* изображает распределение величины R, b, c (табл. 3, гр. 4) по размаху. Ординаты этой кривой пропорциональны действительному распределению нагрузки по размаху.

Площадь, ограниченная этой кривой, должна быть точно подсчитана и выражена в соответствующих единицах. k_l, т. е. отношение среднего эффективного c_n к величине c_{n0} (у корня), определяется путем деления площади, ограниченной кривой *d*, на площадь, ограниченную кривой *b*, причем обе площади должны быть выражены в одних и тех же единицах. Величина k_l, полученная таким путем, показана пунктиром на кривой *c*.



Фиг. 12. Определение коэфициента нормальной силы.

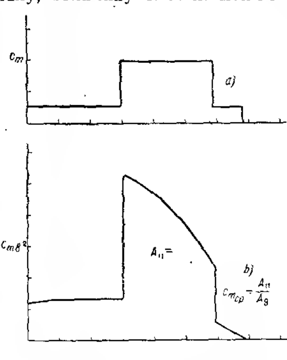
Фиг. 13. Определение средней аэродинамической хорды и среднего фокуса.

5. Для определения положения среднего фокуса по размаху строят диаграмму, показанную на фиг. 13, *a*. Ординаты этой диаграммы получаются путем умножения ординат кривой 12, *d* на их расстояние по размаху (табл. 3, гр. 5). Площадь, ограниченная кривой 13, *a*, деленная на площадь, ограниченную кривой 12, *d*, дает расстояние от корня крыла до хорды, на которой находится средний а. ц. крыла. Это расстояние показано на фиг. 12, *a* отрезком $\bar{l}$.

6. Геометрическое место а. ц. крыла нанесено на фиг. 12, *a* в виде пунктирной линии $A - B$. В табл. 3 расстояние от основной линии $O - E$ до линии $A - B$ приведено в строке 6.

7. Строится диаграмма *b* (фиг. 13, *b*) с ординатами, равными величинам $R_l b$, полученным согласно строке 7 табл. 3. Площадь, ограниченная кривой 13, *b*, деленная на площадь, ограниченную кривой *d* (фиг. 12), дает расстояние среднего а. ц. от основной линии $O - E$ (фиг. 12, *a*). Это расстояние обозначается на фигуре через X.

8. Приняв, что коэфициент момента относительно фокуса каждого сечения крыла в отдельности постоянен по всему размаху, величину с. а. х. можно определить по фиг. 13, *c*. Ординаты этой диаграммы взяты из гр. 8 табл. 3. Площадь, ограниченная кривой *c* (фиг. 13), деленная на площадь, ограниченную кривой *c* (фиг. 12), дает величину с. а. х. Для наглядности эта величина показана на фиг. 12, *a* так, чтобы ее собственный фокус совпадал с положением фокуса полукрыла.



Фиг. 14. Определение коэфициента среднего эффективного момента.

9. В случаях применения закрылков или других подобных приспособлений, занимающих часть размаха, желательно определить средний эффективный коэфициент момента. Этим коэфициентом следует пользоваться для расчета уравновешивания, относя его к с. а. х., предварительно определенной в предположении равномерного распределения коэфициента момента.

Местные значения коэфициента момента относительно а. ц. приведены в табл. 3, гр. 9 и нанесены на фиг. 14, *a* как пример возможного характера распределения.

10. Фиг. 14, *b* построена по величинам, указанным в гр. 10 табл. 3. Площадь, ограниченная этой кривой, деленная на площадь, ограниченную кривой *c* (фиг. 13), дает среднее эффективное значение коэфициента момента для всего полукрыла.

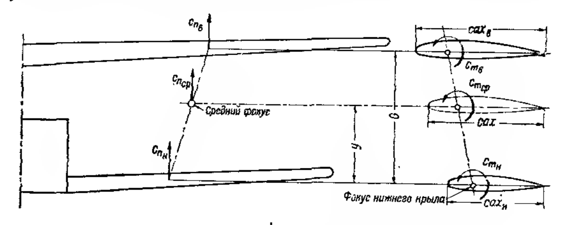
11. Следует отметить, что этот метод определения положения фокуса основан на предположении, что крыло аэродинамически не закручено. При аэродинамически закрученном крыле мы получим различное распределение по размаху для каждого угла атаки, и следовательно, не будет точки, относительно которой момент аэродинамических сил остается постоянным на всех углах атаки.

Однако точка приложения равнодействующей может быть определена указанным способом для любого заданного распределения по размаху.

§ 10. Результирующие силы бипланов

А. Положение фокуса и величину с. а. х. можно получить для каждого полукрыла по § 9. При закрылках следует определять коэфициент среднего эффективного момента для каждого крыла. Величины c_n для заданных условий полета могут быть получены по фиг. 15. Положение с. а. ц. биплана и результирующие силы и моменты определяются следующим образом (фиг. 15):

1. С. а. ц. (фокус) коробки биплана лежит на прямой, соединяющей средние фокусы двух крыльев. Положение этой линии определяется из уравнения (а) (фиг. 15).



Фиг. 15. Результирующие силы, действующие на биплан.

$$y=\left(\frac{c_{n\,в}\,S_в}{c_{n\,в}\,S_в+c_{n\,н}\,S_н}\right)G; \qquad \text{(a)}$$

$$\text{с. а. х.}=\frac{(\text{с. а. х.})_в+(\text{с. а. х.})_н}{S_в+S_н}; \qquad \text{(b)}$$

$$C_{m_{ср}}=\frac{c_{m\,в}\,S_в\,(\text{с. а. х.})_в+c_{m\,н}\,S_н\,(\text{с. а. х.})_н}{S_в\,(\text{с. а. х.})_в+S_н\,(\text{с. а. х.})_н}. \qquad \text{(c)}$$

2. Величина с. а. х. для биплана определяется из уравнения (b) (фиг. 15), в предположении, что величина среднего эффективного коэфициента момента одинакова для обоих крыльев.

3. При различных значениях средних эффективных коэфициентов момента каждой из плоскостей биплана коэфициент среднего эффективного момента для биплана определяется из уравнения (c) (фиг. 15).

В. С. а. ц. биплана, определенный в пункте **А**, определен на основании относительных величин нормальных сил, действующих на каждое крыло. Если значение среднего коэфициента нормальной силы для всего биплана приближается к нулю, отношение нагрузок верхнего и нижнего крыльев изменяется в широких

пределах и средний фокус (при определении описанным методом) может в некоторых случаях оказаться вне коробки биплана. При этих же условиях, однако, коэфициенты тангенциальной силы будут почти одинаковы для обоих крыльев, так что результирующая тангенциальная сила не будет действовать в той же точке, что и результирующая нормальная сила.

Так как положение среднего фокуса играет роль, главным образом, при вычислениях, относящихся к равновесию и устойчивости самолета, то можно пользоваться следующими допущениями:

1. Для всех случаев уравновешивания можно принять одно номинальное положение с. а. ц.

2. Если задано два различных распределения нагрузки по размаху, то для определения номинального фокуса и с. а. х. можно использовать более постоянное из них (согласно требованиям, изложенным в „Авиационном бюллетене" № 7А, для этого случая можно принять постоянное распределение по размаху).

3. Вычисления можно производить для средней величины $c_n = 0{,}5$ за исключением случаев необычной конструкции биплана (слишком большой вынос и угол заклинения крыльев и т. п.).

4. В тех случаях, когда требуется большая точность, с. а. ц. для всего самолета не определяется и при балансировке самолета каждое крыло рассматривается в отдельности.

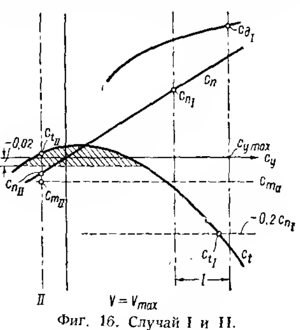
§ 11. Расчетные случаи полета

А. Основные расчетные случаи полета описаны в „Авиационном бюллетене" № 7А, § 15. Эти случаи служат основой для определения внешних нагрузок, действующих на весь самолет.

В. Случай I („Авиационный бюллетень" № 7А, § 15, п. В). Это случай максимально возможного положительного ускорения или перегрузки (табл. 4). Величины ускорения, указанные в § 15, п. В „Авиационного бюллетеня" № 7А, основываются на двух различных возможностях. Первое уравнение табл. 4 (а) выражает (приближенно) ускорение, возникающее при встрече с резко ограниченной областью порыва ветра скоростью 9,15 *м/сек* при полете на скорости V_{max}. Второе уравнение (b) является полуэмпирическим и составлено с использованием, главным образом, имеющегося опыта („Авиационный бюллетень" № 7А, § 13). Оно выражает максимально возможное ускорение, возникающее при маневрах.

1. Ввиду того, что в случае I можно получить эксплоатационную перегрузку при различных углах атаки, предусматривают определенный диапазон значений c_y. Это соответствует предположению, что эксплоатационная перегрузка возникает на скоростях, несколько меньших максимальной скорости V_{max}, причем самая низкая из них связана с величиной $c_{y\,max}$. Видоизмененные расчетные случаи, описанные подробно в следующих разделах, учитывают это допущение и изложены, чтобы была сведена до минимума расчетная работа.

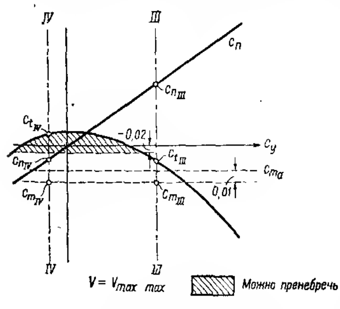
2. Следует отметить, что для случая I вместо коэфициента момента указывается положение ц. д. Если желательно получить для этого случая коэфициент момента, то надо подставить значения $c_{\partial I}$ и c_{nI} в уравнение (6) § 3. В случае биплана необходимо сначала сделать поправку для ц. д. верхнего крыла.



Фиг. 16. Случай I и II.

3. Произвольное допущение, что $c_t = -0{,}20\ c_n$ основывается на среднем значении для c_t при $c_{y\,max}$. Это равносильно принятию величины c_n при $c_{y\,max}$ и исправлению расчетной скорости на скорость, соответствующую заданной эксплоатационной перегрузке. Если порыв ветра таков, что величина c_y получается больше $c_{y\,max}$, то отрицательный расчетный коэфициент c_t будет обычно больше заданной произвольной величины.

C. Случай II („Авиационный бюллетень" № 7А, § 15, п. С). Этот случай предусматривает влияние нисходящего порыва ветра со скоростью 9,15 *м/сек*, встречающего самолет при полете на скорости V_{max}. Соответствующие этому случаю коэфициенты изображены графически на фиг. 16. Принимать в некоторых случаях коэфициент тангенциальной силы равным нулю необязательно, но это допускается для упрощения расчета.



Фиг. 17. Случай III и IV.

D. Случай III („Авиационный бюллетень" № 7А, § 15, п. D).

Этот случай предусматривает направленное вверх ускорение самолета при расчетной скорости планирования $V_{max\,max}$. Применяемые коэфициенты показаны графически на фиг. 17. Как и в случае I, эксплоатационная перегрузка возникает от порывов ветра[1] или

[1] Вверх и перпендикулярно к траектории полета.

Случаи	Оср… I	II	III
См. „Авиационный бюллетень“ № 7А	§ 15,b	§ 15,c	§ 15,d
См. „Авиационный бюллетень“ № 26	§ 11,b	§ 11,c	§ 11,d
Расчетная скорость . .	V_{max}	V_{max}	$V_{max\ max}$
Δn [3] (a)	$0{,}576\, m_6 \left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)_{\lambda=6} K_R$	$V_{max} \frac{S}{G}$ Δn_{1a}	$0{,}288 \left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)_{\lambda=6} K_R$
(b)	$\left(0{,}77 + \frac{14\,496}{G + 4170}\right) K_1$		$0{,}60\, n_{1b}$
Коэфициент перегрузки n	$1 + \Delta n$ [4]	$1 - \Delta n$	$1 + \Delta n$ [5]
Коэфициент подъемной силы	$n \frac{G}{Sq}$	$n \frac{G}{Sq}$	$n \frac{G}{Sq}$
Коэфициент момента . .		c_m	$c_m - 0{,}01$
ц. д.	[8]	ц. д.	
Коэфициент тангенциальной силы . . .	$c_t = -0{,}20\, c_n$ [10]	c_t [11]	c_t [11]

при маневрах. Так как на скорости $V_{max\,max}$ самолет летает весьма редко, то формула перегрузки при порыве ветра основывается на порыве ветра скоростью 4,6 *м/сек*, а принятая величина эксплоатационного ускорения будет меньше в этом случае, чем в случае I. Это подтверждается еще тем, что у двухлонжеронного крыла обычного типа величина эксплоатаци-

[1] Если рассмотрен случай VI_2, случай VI_1 можно не рассматривать.

[2] Может быть расчетным реверс для заднего лонжерона и для переднего.

[3] При двух значениях следует выбирать большее:

$$K_R = \frac{4}{3 + \frac{6}{\lambda}},$$

K_1 см. „Авиационный бюллетень“ № 7А, фиг. 2, стр. 344.

[4] Не должно быть более 2,5.

[5] Не должно быть более 2,0.

[6] Минимальное отрицательное значение равно 1,5.

[7] Относится к части крыла, занятой элеронами.

[8] Наиболее переднее положение между c_{n1} и $c_{y\,max}$.

[9] Наиболее заднее положение между c_{n1} и $c_{y\,max}$.

[10] Брать наибольшую отрицательную величину.

[11] Если c_t положительно или меньше — 0,02, то его можно принять равным

[12] Брать меньшую отрицательную величину.

летные случаи

Таблица 4

ные	Дополнительные			Модифицированные	
IV	V	VI_1 [1]	VI_2	I_1 [2]	III_1
§ 15,e	§ 19,a	§ 19,b [1]	§ 19,b [2]	§ 18,a	§ 18,b
§ 11,e	§ 15,b	§ 15,c [1]	§ 15,c [2]	§ 14,b	§ 14,b
$V_{max\ max}$	V_{max}	$V_{max\ max}$	$V_{max\ max}$	V_{max}	$V_{max\ max}$
$V_{max\ max}\frac{S}{G}$	$0{,}50\,\Delta n_{1a}$	—	—	—	—
Δn_{IIIa}					
	$0{,}25\,\Delta_{1b}$	—	—	—	—
$1-\Delta n$	$-1-\Delta n$ [6]	0	$c_n\frac{qS}{G}$	n_I	n_{III}
$n\frac{G}{Sq}$	$n\frac{G}{Sq}$	0	c_n и $c_{t\,max}$	c_I	$c_{n\,III}$
$c_m-0{,}01$	$c_{ma}=0$	c_m	$c_m-0{,}01$		$-0{,}06$ [7]
	0,25	ц. д.		[9]	
c_t [11]	0	$c_{t\,max}+0{,}01$	$c_{t\,max}+0{,}01$	$c_t-0{,}20\,c_n$ [12]	$c_{t\,III}$

онной перегрузки влияет на нагрузку на задний лонжерон гораздо меньше, чем величины скорости и коэфициента момента, и поэтому имеет сравнительно мало значения. Для других типов крыльев величины скорости и коэфициента момента опять-таки играют главную роль в отношении крутящей нагрузки, причем максимальная нагрузка на лонжерон определяется согласно случаю I.

нулю.

Назначение добавочного слагаемого к коэфициенту момента поясняется в „Авиационном бюллетене" № 7А. Природа этого коэфициента такова, что небольшая деформация нервюр или отклонение элерона имеют тем большее влияние, чем меньший коэфициент момента имеет профиль.

Е. Случай IV („Авиационный бюллетень" № 7А, § 15, п. Е). Этот случай (фиг. 17) соответствует нисходящему порыву ветра скоростью 4,6 *м/сек*, который встречает самолет, летящий на расчетной скорости планирования $V_{max\ max}$. Замечания, сделанные для случая III, относятся также и к этому случаю.

§ 12. Уравновешивание самолета

А. Основные расчетные случаи должны быть согласованы с внешними нагрузками на самолет для того, чтобы можно было произвести полный расчет на прочность. Этот процесс называется „уравновешиванием самолета"; получаемые в результате нагрузки соответствуют „состоянию равновесия". В действительности самолет находится в состоянии равновесия только при равномерном полете без ускорения; как линейные, так и угловые ускорения изменяют скорость и положение самолета. Обычно при расчете на прочность пользуются принципом Даламбера, вводя в расчет силы и ускорения. Таким образом, если полная эксплоатационная нагрузка на самолет в определенном направлении в n раз больше полетного веса самолета, то принимается, что каждый элемент массы самолета действует на его конструкцию в противоположном направлении с силой, в n раз большей ее веса.

В. Если результирующий момент аэродинамических сил, действующих на самолет относительно ц. т., не равен нулю, то возникает угловое ускорение. Точный расчет требует определения этого углового ускорения и его приложения к массе каждой части самолета. Обычно такой расчет необходим только для некоторых случаев несимметричной нагрузки. Для симметричных случаев полета принято компенсировать влияние неуравновешенного момента путем приложения уравновешивающей нагрузки на хвостовое оперение самолета таким образом, чтобы момент всех действующих сил относительно ц. т. был равен нулю. Этот метод особенно удобен потому, что уравновешивающую хвостовую нагрузку можно рассматривать и как аэродинамическую силу, действующую от хвостового оперения, и как часть момента, приближенно выражающего угловые инерционные силы масс частей самолета и всего, что в нем находится. Что касается случая порыва ветра, то возможно, что угловые силы инерции первоначально воспринимают большую часть момента, возникшего под действием порыва ветра, тогда как при более или менее постоянных условиях выхода из маневра хвостовая нагрузка может состоять исключительно из уравновешивающей аэродинамической нагрузки от хвостового оперения.

Таблица 5

Уравновешивание самолета

№ по пор.	Наименование	V_{max} *м/сек* I	II	$V_{max\ max}$ *м/сек* III	IV
1	G — полетный вес				
2	$q = \frac{V^2}{16}$				
3	$\frac{G}{S}$				
4	$\frac{q}{G/S}$				
5	n_1 — эксплоатационная перегрузка крыла				
6	$c_y = \frac{\mathbf{5}}{\mathbf{4}}$				
7	c_y, соответствующее c_n				
8	c_t				
9	$n_{x1} = \mathbf{8} \cdot \mathbf{4}$				
10	$n_{x4} = \frac{F}{\mathbf{1}}$				
11	c'_m — расчетный коэфициент момента				
12	$m_1 = \mathbf{11} \cdot \mathbf{4}$				
13	n_3 — коэфициент нагрузки на хвост				
14	$n_2 = -\mathbf{5} - \mathbf{13}$ — результирующий коэфициент перегрузки [1]				
15	$n_{x2} = -\mathbf{9} - \mathbf{10}$ — компонент перегрузки по хорде				
16	$T = \mathbf{1} \cdot \mathbf{13}$ — нагрузка на хвостовое оперение				

Примечание. Цифры, набранные жирным шрифтом, означают выражения в строках под соответствующими номерами.

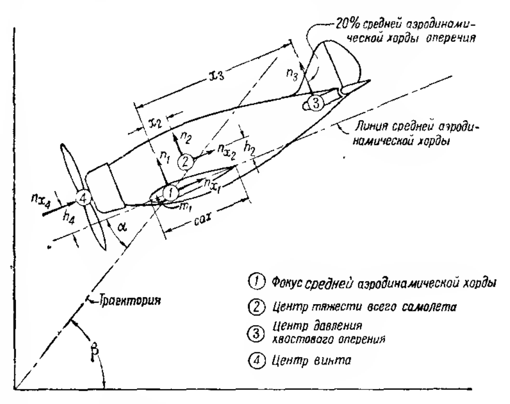
C. При уравновешивании самолета делаются следующие предположения:

1. Для случаев полета на скорости V_{max} (случаи I и II) приимается, что мотор работает на максимальной мощиости, а для случаев, характеризующихся скоростью $V_{max\ max}$ (случаи III и IV) — нулевая тяга винта.

2. Прииимается, что эксплоатациоиные перегрузки, указанные для основиых расчетных случаев полета, относятся к крылу; поэтому определяется общая перегрузка, действующая на весь самолет. Определенная таким образом величииа относится к весу каждой части или группы частей при расчете фюзеляжа. Для уравновешивания можно прииимать, что общая перегрузка приложена в ц. т. самолета.

[1] В ц. т. самолета. *Прим. ред.*

3. Так как нагрузка может действовать на руль высоты в противоположном направлении, рекомендуется считать ц. д. горизонтального оперения расположенным на расстоянии 20% средней хорды всего хвостового оперения. Эту точку можно также считать точкой приложения сил инерции, возникающих при вращении самолета вокруг ц. т., в целях упрощения процесса уравновешивания.



Фиг. 18. Основные силы в полетных случаях.

На фиг. 18 принимается, что внешние силы действуют только в четырех точках. Можно принять, что лобовое сопротивление фюзеляжа действует в ц. т. Конечно, при наличии более полных данных можно подсчитать результирующую силу лобового сопротивления фюзеляжа и привести ее в соответствующую точку. При наличии отдельных агрегатов со значительным лобовым сопротивлением (например гондолы) рекомендуется уточнить схему, указанную на фиг. 18, и включить дополнительные внешние нагрузки.

D. Как показано на фиг. 18, удобной для отсчета линией является линия с. а. х. крыла (берут ту хорду, к которой относятся аэродинамические коэфициенты и в долях которой обычно указывают ординаты профиля). Определение величины и положения с. а. х. описано в § 9 и 10. При пользовании какими-нибудь другими линиями отсчета расчетные аэродинамические коэфициенты нельзя непосредственно использовать при вычислениях.

E. Система таблиц упрощает вычисления, необходимые для получения уравновешивающих нагрузок для различных случаев полета. Примером может служить табл. 5. При пользовании

фиг. 18 и табл. 5 следует руководствоваться следующими соображениями:

1. Если расстояния или силы имеют направление, противоположное указанному на фиг. 18, то при вычислениях, перед тем как пользоваться этими величинами, следует ставить перед ними знак минус. Например, для случая моноплана с высокорасположенным крылом h_2 будет иметь знак минус. Аналогично n_{x4} во всех случаях будет равно либо нулю, либо отрицательной величине. Направление неизвестных сил будет указано знаком, полученным из уравнений. Отрицательное значение n_3, определяемое при балансировке, обозначает, что нагрузка на хвост действует вниз. Для случаев положительного ускорения n_2 должно иметь отрицательное значение, так как инерционная нагрузка действует при этом вниз.

В отношении m_1 правило то же, что и для коэфициента момента, т. е. при отрицательном значении c_m также будет отрицательным, что будет указывать на момент пикирования.

Таблица 6

Определение результирующей удельной нагрузки

№ по пор.	Наименование	Сечение по размаху
1	Расстояние от корня	
2		
3	f, в долях хорды	
4	r, в долях хорды	
5	$b = r - f = 4-3$ *	
6	a, в долях хорды (фокус)	
7	j, в долях хорды	
8	e, вес единицы площади крыла, в $кг/м^2$	
9	$r - a = 4 - 6$	
10	$a - f = 6 - 3$	
11	$r - j = 4 - 7$	
12	$j - f = 7 - 3$	
13		

* См. примечание к табл. 5.

Примечание. Графы 2 и 13 в американском подлиннике нужны для пересчета футов в дюймы. *Прим. ред.*

Таблица 6а

	№ по пор.	Наименование	Расстояние от корня
Передний лонжерон	14	$c_{nb} = c_{n1} \frac{R_l}{k_l}$	
	15	c_{ma} (переменное по размаху)	
	16	$14 \cdot 9$ *	
	17	$16 \cdot 15$	
	18	$17 \cdot q$	
	19	$n_2 \cdot 8 \cdot 11$	
	20	$18 \cdot 19$	
	21	$Y_f = 20 \cdot 13$	
Задний лонжерон	22	$14 \cdot 10$	
	23	$22-15$	
	24	$23 \cdot q$	
	25	$n_2 \cdot 8 \cdot 12$	
	26	$24 + 25$	
	27	$Y_r = 26 \cdot 13$	
Нагрузка в плоскости хорд	28	c_t (переменное по размаху)	
	29	$28 \cdot q$	
	30	$n_{x2} \cdot 8$	
	31	$29 + 30$	
	32	$Y_c = 31 \cdot 2$	

* См. примечание к табл. 5.

2. Все расстояния, применяемые при расчете, должны быть разделены на длину с. а. х.

3. Обычно принимается, что тяга винта действует параллельно исходной линии.

4. Тангенциальной нагрузкой на хвостовом оперении можно пренебречь.

F. Подсчет уравновешивающих нагрузок. В табл. 5 приведен подсчет уравновешивающих нагрузок для основных случаев полета. Для составления уравнений этой таблицы взяты средние коэфициенты сил, отнесенные к эффективной площади крыла, с. а. х. и среднему фокусу; получены результирующие силы и моменты соответствующей величины, направления и положения. В таблице оставлено место для вычисления (в случае надобности) уравновешивающих нагрузок для различных полетных весов. Таблицу можно расширить, включив в нее подсчет различных случаев нагрузок, особых случаев полета и случаев применения специальных приспособлений. Необходимо отметить, что изменение положения ц. т. требует соответствующего изменения значений x_2 и h_2 (фиг. 18). Основные характеристики и перегрузки для случаев полета с ускорением описаны в гл. II „Авиационного бюллетеня“ № 7А. Обычно особые расчетные случаи, относящиеся к крыльям и их креплениям, не входят в расчеты при уравновешивании за исключением случаев применения закрылков, когда следует определять необходимую уравновешивающую нагрузку на хвостовое оперение для расчетных случаев при отклоненных закрылках („Авиационный бюллетень“ №7А, § 18, п. D).

G. Следующие примечания относятся к соответствующим номерам (графам) табл. 5.

3. Нагрузку на крыло $\frac{G}{S}$ нужно рассчитывать по эффективной площади крыла.

5. n_1 — эксплоатационная перегрузка для заданного случая („Авиационный бюллетень“ № 7А, гл. II).

8. c_t определяют согласно указаниям „Авиационного бюллетеня“ № 7А, гл. II (см. также § 3, уравнение (5) настоящего бюллетеня).

10. Тягу винта F нужно определять из уравнения (12) § 3 для случаев с V_{max}; при $V_{max\,max}$ n_{x4} принимают равным нулю.

11. Значение c'_m указано в „Авиационном бюллетене“ № 7А, гл. II (для биплана см. значения этого коэфициента в § 10 настоящего бюллетеня, а также в § 9, с) для случая применения закрылков.

13. Коэфициент нагрузки[1] для хвоста n_3 определяют, беря моменты для всех сил относительно точки *2* (фиг. 18). При этом получается следующее уравнение:

$$n_3 = \frac{1}{(x_3 - x_2)}\,[m_1 - n_{x1}h_2 - n_1x_2 + n_{x4}(h_4 - h_2)].$$

Примечание. Это относится только к положению, указанному на фиг. 18. При другом приложении внешних нагрузок или другом способе измерения расстояний вычисления изменяются.

[1] Отношение нагрузки на хвост к полетному весу самолета. *Прим. ред.*

КРЫЛЬЯ И ИХ ПОДКОСЫ

§ 13. Общие указания

А. Крылья и крыльевые связи рассчитывают, главным образом, на основные полетные случаи. Тем не менее, для того чтобы предусмотреть возможные отклонения от основных случаев, в главе III „Авиационного бюллетеня" № 7А введены видоизменения и дополнительные случаи расчета. Некоторые из этих случаев приложимы лишь к определенным типам конструкций крыла. Во всяком случае при расчете нет необходимости исследовать другие элементы, кроме тех, которые непосредственно подвергаются воздействию.

В. Видоизмененные и дополнительные случаи расчета включены в табл. 4. Эти случаи объяснены в следующих параграфах.

§ 14. Видоизменение основных полетных случаев

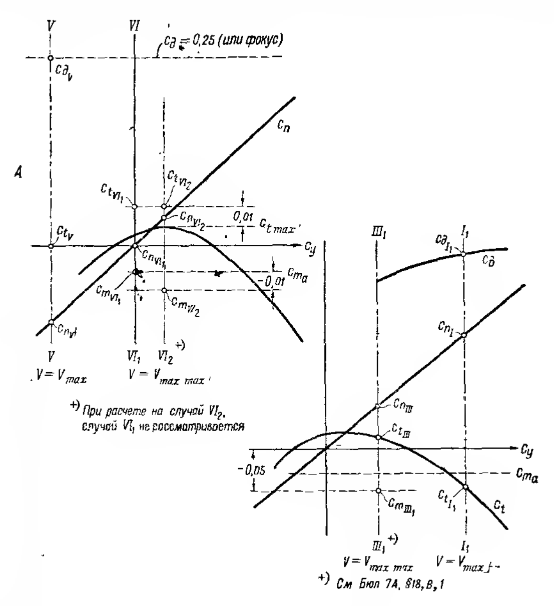
А. Случай I_1 („Авиационный бюллетень" № 7А, § 18, п. А). В случае I величина c_n, требуемая для получения необходимого коэфициента эксплоатационной перегрузки при больших скоростях полета, обычно значительно меньше величины, соответствующей $c_{y\,max}$. Случай I является расчетным для переднего лонжерона на изгиб и сжатие. Поэтому принимаются произвольные величины для c_t и положение ц. д., которые обычно соответствуют „горке", дающей эксплоатационную перегрузку при скорости менее V_{max}. В некоторых случаях, однако, действительные ускорения при V_{max} могут быть расчетными, и тогда они должны быть проверены. Характеристики, соответствующие случаю I_1, показаны на фиг. 19, *А*. Этот случай относится к следующим элементам:

1. Передний лонжерон. Если растянутые пояса и элементы переднего лонжерона рассчитывают с небольшим запасом прочности, тогда уменьшенная тангенциальная сила случая I_1 может увеличить общую растягивающую нагрузку, которая окажется больше нагрузки, вычисленной в случае I, и таким образом в результате получится отрицательный запас прочности.

2. Задний лонжерон и задняя несущая расчалка. При применении профиля крыла, имеющего малый или положительный коэфициент момента, задний лонжерон может испытывать наибольшую нагрузку, если эксплоатационная перегрузка случая I соответствует скорости V_{max}. В этих случаях должен быть рассмотрен случай I_1.

В. Случай III_1 („Авиационный бюллетень" № 7А, § 18, п. В). Этот случай рассматривается для того, чтобы учесть эффект элеронов при горке и при порывах ветра на расчетной скорости планирования. Необходимо заметить, что достаточно относительно небольшого отклонения элерона вниз для изменения коэфициента момента от весьма незначительной или положительной величины до принятой величины, равной — 0,05. Влияние отклонения эле-

ронов для профилей, имеющих большие коэфициенты момента, невелико, и поэтому для таких профилей поправок ие требуется. Обычно лишь задиий лонжерон и задняя иесущая расчалка



Фиг. 19. Случаи I, II, V и VI.

требуют специальиого исследования на этот случай. Это требование относится к случаю IV, так как нагрузка на передний лонжерои, иаправлениая вииз, мало зависит от отклоиения элерона.

§ 15. Дополнительные случаи при расчете крыла

А. Основиыми расчетными полетными случаями могут быть не учтеиы некоторые возможные комбииации аэродииамических коэфициентов, вызывающих расчетиые нагрузки для иекоторых частей или деталей конструкции самолета. Поэтому вводятся дополиительные случаи, простота которых уменьшает количество дополиительных расчетов.

B. Случай V („Авиационный бюллетень" № 7А, § 19, п. А). Профиль с отрицательным коэфициентом момента[1] создает на заднем лонжероне силу, направленную вверх. Было установлено, что ни при одном из основных полетных случаев не наблюдается сколько-нибудь значительной силы, приложенной к заднему лонжерону и направленной вниз, или какого-либо значительного „кабрирующего" момента вокруг оси жесткости крыла. Однако при больших отрицательных углах атаки коэфициент момента относительно аэродинамического центра приближается к нулю и даже может иметь отрицательное значение. Это означает, что ц. д. приближается к аэродинамическому центру или находится позади него. Поэтому случай V представляет собой такой вид нагрузки, который, очевидно, возможен лишь при перевернутом полете. Эксплоатационные перегрузки представляют собой или перегрузку при порывах ветра, которая может возникнуть при перевернутом полете на скорости менее V_{max}, или перегрузку при горке, соответствующую таковой при случае I.

Для упрощения предполагают, что c_t равно нулю, так как этот случай не является вполне определенным. Кроме того, предполагают, что скорость весьма мала, и поэтому тангенциальными силами можно пренебречь. Этот случай иллюстрирует фиг. 19, *А*.

1. Необходимо заметить, что предельное заднее положение ц. д. на больших отрицательных углах атаки (выше отрицательного критического угла) приближается к 40% хорды, что практически является пределом. Поэтому для самолетов, обладающих большой маневренностью, для получения соответствующих усилий в задних расчалках рекомендуется брать это положение ц. д.

2. Обычно случай V не является расчетным для всех других элементов конструкции кроме заднего лонжерона, задней расчалки и соответствующих элементов фюзеляжа. Одностоечную систему необходимо предварительно проверить на этот случай.

C. Случай VI („Авиационный бюллетень" № 7А, § 19, п. В).

1. При двухлонжеронном крыле, для которого предполагается, что момент крыла полностью воспринимается несущими расчалками, достаточно случая VI_1, чтобы проверить прочность расчалок, воспринимающих лобовое сопротивление. Этот случай, как показано на фиг. 19, *А*, основан на предположении, что при полете на скорости $V_{max\ max}$ небольшой направленный вниз порыв ветра изменяет c_y до такого значения, при котором тангенциальная нагрузка максимальна. Так как принимается, что расчалки, воспринимающие лобовое сопротивление, не воспринимают нормальной силы и момента, то определять действительные величины c_n и c_m не требуется.

2. Когда случай VI рассматривается в применении к некоторым типам крыла, желательно учитывать также влияние нор-

[1] Т. е. пикирующий момент. *Прим. ред.*

мальных сил и момента крыла согласно § 19, п. В, 2 „Авиационного бюллетеня" № 7А. Этот случай обозначается тогда через VI_2, но его нельзя рассматривать как заменяющий случай VI_1 или как дополнительный. На фиг. 19, *А* приведены коэфициенты, применяемые в этом случае.

а) Если этот случай применяется к одностоечному биплану, то обычно получается, что лишь для нижнего крыла направленные назад тангенциальные нагрузки являются расчетными.

D. Случай несимметричной нагрузки в полете („Авиационный бюллетень" № 7А, § 19, п. С). Ввиду большого сопротивления, которое оказывают крылья самолета угловому ускорению, можно принять, что при несимметричном полете большие неуравновешенные нагрузки на конструкцию фюзеляжа не возникают. Однако допущения, которые были приняты ранее, при рассмотрении случаев несимметричного полета, связаны с предположением, что фюзеляж воспринимает весь неуравновешенный момент крена от крыльев. Далее возможно, что случаи посадки при боковом ветре, которые указаны для сухопутных самолетов, недостаточно учитывают „биение" крыльев, возникающее при выравнивании самолета после посадки при боковом ветре. В „Авиационном бюллетене" № 7А приведено требование, которое предписывает пренебрегать благоприятным эффектом угловой инерции крыльев. Это требование следует рассматривать как временное, впредь до разработки более точных случаев несимметричной нагрузки как при полете, так и во время посадки. Тем не менее в § 25 и 26 „Авиационного бюллетеня" № 7А предусматривается возможность более рационального условия несимметричного полета при учете специального случая посадки во время бокового ветра, приведенного в § 34 „Авиационного бюллетеня" № 7А.

1. Рассмотрение случаев, при которых действует угловое ускорение, приведено в гл. VIII, так как такие случаи обычно бывают расчетными для элементов конструкции фюзеляжа.

2. Несимметричные полетные случаи относятся также к кабанам, которые следует рассматривать как часть фермы, воспринимающей подъемную силу.

3. При рассмотрении несимметричных полетных случаев, как указано в „Авиационном бюллетене" № 7А, § 19, п. С, можно пользоваться приближенным методом непосредственного изменения реакции крыла. Этот метод исключает необходимость в дополнительном определении нагрузок на лонжерон[1].

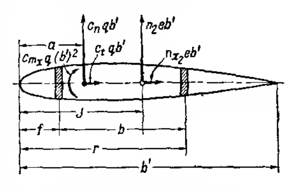
В действительности изменение нагрузки на одной стороне крыла не вызывает пропорционального изменения нагрузки для каждого элемента конструкции, а влияет, главным образом, на величину c_n. Большая точность, которая может быть получена

[1] Если, однако, коэфициент момента и расположение элерона таковы, что необходимо рассмотреть случай III_1, то нужно приложить 100% нагрузки к одной стороне и 70% нагрузки случая III к другой.

при более точном анализе, не оправдывает дополннтельно затрачиваемого труда, вследствне условного характера неснмметричных полетных случаев.

§ 16. Определенне нагрузки на лонжероны обычных крыльев

А. Для упрощеиия вычислений и для учета некоторых факторов, ие учитываемых при помощи менее общего метода, был разработаи следующий метод определения погоиной нагрузки на лонжероны двухлонжеронного крыла с полотняной обшивкой. Обычно иекоторые величины остаются постоянными по всему размаху, и в этом случае вычисления значительно упрощаются.



Фиг. 20. Схематическое сечение обычиого двухлонжеронного крыла.

В. Результирующая нагрузка на погонный метр лонжерона может быть вычислена по следующнм формулам:

$$Y_f = [\{c_n(r-a) + c_{ma}\} q + n_2 e (r-j)] \frac{b'}{b};$$

$$Y_r = [\{c_n(a-f) - c_{ma}\} q + n_2 e (j-f)] \frac{b'}{b},$$

где Y_f — результирующая погонная нагрузка на передиий лонжерон, в *кг/м*;

Y_r — результирующая погонная нагрузка на задний лонжерон, в *кг/м*;

a, b, f, j н r указаны на фиг. 20 и выражены в долях хорды в рассматриваемом сечении;

Примечание Величина a должна соответствовать величине, по которой определяется c_{ma}.

q — скоростной напор для рассматриваемого случая;

c_n и c_{ma} — коэфициенты профиля в рассматрнваемом сечении;

b' — хорда крыла, в *м* (фиг. 20);

e — средний вес единицы площади крыла в рассматриваемом сечении в *кг/м²*;

Примечание. Этот вес должен быть вычислен илн определен для каждого участка площади, заключенной между рассматриваемыми сечениями крыла, еслн только вес единицы площади крыла ие постоянен. В этом случае он может быть принят постоянным. Правильио увязывая величины e и j, можно учесть вес местных грузов, иапример баков или гондол.

n_2 — результирующая эксплоатациоииая перегрузка в ц. т., выражающая действие снл инерции всего самолета.

Инерциоиная нагрузка всегда действует в направленни, противоположном воздушной нагрузке. В случае положительного

ускорения n_2 всегда будет отрицательным, и иаоборот. Его величина н знак могут быть определены при балансировке, описанной в § 12:

1. Вычисления, необходимые при использовании описанного метода, приведены в табл. 6 и 6а в порядке, удобиом для подсчета и проверки. К этим таблицам относятся следующие замечания:

a) когда закруглеиие конца крыла исключает возможиость довести лонжероны до самого конца крыла, влияние концевых нагрузок иа лонжерон легко можно учесть, условио предполагая лонжероны продолженными до самого конца. В этих случаях размер f будет отрицательиым, так как передняя кромка будет находиться позади условного переднего лонжерона;

b) текущие значения c_n (см. табл. 6, гр. 14) определяются по расчетной величине c_n в соответствии с принятой кривой распределения иагрузки по размаху; для этого прнведеиа фиг. 12, c и дана величина k_t, определенная согласно § 9, п. С, 3;

c) гр. 15 табл. 6 предусматривает изменение местного значения c_m; в случае I величнна c_m должна определяться по расчетному положенню ц. д. по следующей формуле (при обозначениях граф. табл. 6 и 6а):

$$c_{ma} = \mathbf{14} \cdot (\mathbf{6} - \text{ц. д.});$$

рассматривая случаи отклоненных щитков, величину c_{ma} на части крыла, снабженной щитком, следует соответствующим образом изменять; для большей части других расчетиых случаев c_{ma} имеет постояиное значение по всему размаху;

d) необходимо отметить, что общие погонные нагрузки иа коиструкцию крыла могут быть получены в предположении, что $e = 0$, тогда величины $18 \cdot 13Y = 24 \cdot 13$, а $Y_c = 29 \cdot 2$.

§ 17. Определение таигенциальной погониой нагрузки

A. Результирующая тангенциальная погониая нагрузка в *кг/м* может быть определеиа по следующей формуле:

$$Y_c = (c_t \cdot q + n_{x2} e)\, b',$$

где Y_c — погонная тангенциальная нагрузка, в *кг/м*;
c_t — расчетный коэфициент тангенциальной силы в каждом сеченин; соответствующий зиак нужно сохранять при всех вычислениях;
q — скоростной напор для соответствующего случая;
n_{x2} — результирующая эксплоатациониая перегрузка по хорде, приблизительно представляющая влияние инерции всего самолета в иаправлении хорды; величиiа и знак этой нагрузки определяются при балансировке, описаниой в § 12; при c_t отрицательном n_{x2} будет положительио;
e и b — то же, что н в § 16, п. B.

1. Вычислеиия, необходимые для определения нагрузки, приведены в табл. 6а, гр. 28—32. Необходимо отметить следующее:

a) величину c_t (гр. 28) можно предположить постоянной по всему размаху. Некоторые изменения требуются лишь в случае щитков, распространяющихся на часть размаха, или при наличии других аналогичных устройств;

b) относительное расположение лонжеронов крыла и конструкции, воспринимающей лобовую нагрузку, влияет на нагрузку расчалок, вызываемую нормальной и тангенциальной составляющими воздушных сил. Это легко можно учесть, введя поправку в величину c_t.

2. Часто необходимо учитывать также местные нагрузки, вызываемые тягой винта и лобовым сопротивлением агрегатов, находящихся на крыле. Общие правила в отношении этих агрегатов приведены в „Авиационном бюллетене“ № 7А, § 21, п. В. Лобовое сопротивление гондол, встроенных в крыло, обычно настолько мало, что им свободно можно пренебречь. Лобовое сопротивление отдельных гондол и подкрыльных поплавков определяется при помощи соответствующих коэфициентов лобового сопротивления или по площади эквивалентной пластинки. Изгибающие и крутящие нагрузки, действующие на крыло через элементы крепления, следует учитывать при расчете. Обычно влияние гондол или поплавков можно определить отдельно; эту величину следует затем прибавить к нагрузкам, полученным из соответствующих расчетных случаев.

§ 18. Определение погонных нагрузок и крутящих моментов относительно оси жесткости

A. Для вычисления погонной нагрузки вдоль любой данной оси вместе с крутящим моментом, действующим относительно этой оси, можно применить следующий метод.

B. Как показано на фиг. 21, x обозначает положение оси, выраженное в долях хорды. Общая погонная нагрузка вдоль линии, определяемой точками x, и погонный крутящий момент относительно этих точек находятся по следующим формулам:

$$Y_x = (c_n q + n_2 e)\, b;$$

$$m_x = [\{c_n(x - a) + c_{ma}\} q + n_2 e\,(x - j)]\, b^2.$$

где Y_x — погонная нагрузка в $кг/м$;

m_x — погонный крутящий момент в $кгм/м$;

x — расстояние, в долях хорды;

b — хорда крыла в $м$.

Фиг. 21. Расположение центра жесткости.

Остальные обозначения указаны в § 16, п. В (как было указано выше, n_2 всегда отрицательно при положительном ускорении).

1. Вычисления, необходимые для этого расчета, легко можно произвести при помощи таблиц, аналогичных табл. 6 и 6а. Соответствующие графы в каждой таблице можно изменить согласно формулам, приведенным в п. В этого параграфа.

Погонные тангенциальные нагрузки можно вычислить способом, указанным в § 17.

§ 19. Расчет деревянных лонжеронов крыла

А. При расчете лонжеронов крыла и других элементов, подвергающихся одновременному действию осевых и поперечных нагрузок, эффект вторичного изгиба может быть учтен при помощи точных формул, основанных на уравнении упругой линии. Чтобы обеспечить требуемый коэфициент безопасности, необходимо рассчитывать на разрушающие, а не на эксплоатационные нагрузки.

В. Допустимое суммарное напряжение в элементах из спруса, подвергающихся совместному действию изгибающих и сжимающих нагрузок, можно определить при помощи фиг. на стр. 128. С правой стороны этой фигуры приведены две группы кривых; верхние кривые служат для определения разрушающего напряжения, а нижние — для определения предела текучести при изгибе. Каждая из этих величин зависит от отношения толщины сжатой полки к общей высоте лонжерона и от отношения толщины стенки к общей ширине лонжерона. На левой стороне этой фигуры находятся еще две дополнительные группы кривых. Горизонтальные кривые относятся к пределу упругости при совместных изгибающих и сжимающих нагрузках. Вертикальные кривые показывают влияние различных отношений свободной длины стойки к радиусу инерции поперечного сечения на приведенную выше величину. Допустимое общее напряжение при сложной нагрузке $\sigma_{доп}$ определяют следующим образом:

1. Для поперечного сечения данного лонжерона находят предел текучести при изгибе и разрушающее напряжение по отношению толщины сжимаемой полки к общей высоте и отношению толщины стенки к общей ширине (точки A и B).

2. Спроектировав точки A и B на центральную линию, получают точки C и D.

3. Выбирают точку E, обозначающую предел текучести данного сечения при совместном действии изгиба и сжатия. Эта точка будет находиться в пересечении горизонтальной кривой, проходящей через C, и кривой отношения свободной длины стойки (расстояния между точками перегиба) к радиусу инерции поперечного сечения.

4. Соединяют точки E и D.

5. Находят на ED точку F с абсциссой, равной вычисленному отношению напряжения изгиба к общему напряжению. Ордината F представляет требуемую величину σ.

С. При пользовании фиг. 122 необходимо соблюдать следующие правила:

1. При вычислении запаса прочности в любой точке лонжерона L должно быть принято равным двойному расстоянию от этой точки до ближайшей точки перегиба или точки опоры. Если размеры лонжеронов таковы, что при пользовании этим правилом получается расстояние больше свободного пролета, то L должно быть принято равным последнему.

Пользуясь кривыми, приведенными на фиг. 122, при определении i можно пренебречь имеющимися прокладками и в случае суживающегося лонжерона можно принять среднюю величину.

2. При вычислении разрушающего напряжения и предела упругости при изгибе необходимо исходить из расчетных характеристик поперечного сечения. При этом в сечение могут быть включены прокладки, так же как и при вычислении возникающих напряжений $\sigma_{изг}$, $\sigma_{сж}$ и $\sigma_{раст}$.

3. Изгибающий момент, на основании которого производятся вычисления, должен предусматривать допуск на вторичный изгиб. Если возможно, то это должно быть выполнено точным методом вычисления изгибающих моментов. При невыполнимости этого необходимо делать допущения, увеличивающие запас прочности.

D. Максимальные напряжения при продольном срезе в стенках деревянного лонжерона могут быть определены по следующей формуле:

$$\tau_{срез} = \frac{SQ}{\delta I},$$

где Q — срезывающая сила в сечении;

S — статический момент относительно нейтральной оси площади, находящейся над рассматриваемым сечением;

δ — общая толщина стенки;

I — момент инерции сечения.

E. Для обычных крыльев боковую устойчивость лонжеронов можно определить путем рассмотрения суммы всех осевых нагрузок в обоих лонжеронах, которую они должны воспринять, работая совместно. Общее допустимое усилие при продольном изгибе обоих лонжеронов представляет сумму усилий при продольном изгибе каждого лонжерона, работающего как стойка, шарнирно опертая по концам, имеющая длину, равную расстоянию между усиленными нервюрами. Можно принять, что полотняная обшивка крыла увеличивает допустимое усилие при продольном изгибе, определенное выше, на 50%.

При выполнении передней кромки крыла из фанеры или листового металла можно принять, что общее увеличение допустимого усилия при продольном изгибе выражается в 200%.

§ 20. Металлические лонжероны. Общие указания

A. Изгибающие моменты и срезывающие силы необходимо вычислять по точной формуле, учитывающей влияние осевых нагрузок. Формулы для определения срезывающей силы можно получить диференцированием формул для изгибающих моментов.

Величины EI, применяемые при вычислениях, желательно определять при помощи испытания сечения лонжерона нагрузками в плоскости этого лонжерона и перпендикулярно к его оси. При таком испытании рекомендуется лонжерон просто опереть в узлах элементов (стоек), воспринимающих подъемную силу, и подвергнуть его действию равных сосредоточенных нагрузок, причем эти нагрузки должны быть такой величины, чтобы отношение максимального среза к изгибающему моменту в испытываемом образце было равно отношениям перерезывающих сил и изгибающих моментов в соответствующих пролетах лонжерона на самолете. При невыполнении этого условия, срезывающая нагрузка на испытываемую балку должна быть относительно больше, чем на самолете. Прогибы при испытаниях необходимо измерять с точностью, необходимой для вычисления EI, но не меньшей $\pm 5\%$.

Когда такое испытание сделать нельзя, величину EI можно вычислить на основании геометрических соотношений профиля и упругих свойств применяемого материала. Перед подстановкой в формулы для определения срезывающих сил или вторичных изгибающих моментов эту величину нужно помножить на определенный поправочный коэфициент, учитывающий деформацию при срезе, игру в соединениях и некоторую неточность при определении геометрических размеров вследствие неправильности профилей. Рекомендуемый поправочный коэфициент равен: 0,95 — для лонжеронов со сплошными стенками, составляющими одно целое с поясами (для прессованных двухтавровых и подобных им балок); 0,85 — для составных клапанных балок, имеющих сплошные стенки, приклепанные к поясам, и 0,75 — для балок, стенки которых снабжены облегчающими отверстиями такой формы, что эти балки не могут рассматриваться как фермы.

В. Тонкостенные металлические лонжероны. Тонкостенные металлические лонжероны можно рассчитать по теории плоских металлических клепаных балок в предположении, что поля диагональных напряжений создаются действием срезывающих сил. Более подробные сведения по этому вопросу имеются в NACA TN № 469. При расчете необходимо также учесть крепление стенки к полкам.

С. Металлические лонжероны ферменного типа. 1. Металлические ферменные лонжероны, осевая нагрузка которых настолько мала, что отношение L/j (или эквивалентное ему обозначение, применяемое в формулах для вычисления напряжений в балках, испытывающих сложные нагрузки) меньше единицы, можно рассчитывать как конструкции с шарнирными узлами, если оси элементов, сходящихся в узле, пересекаются в одной точке. Когда оси элементов, сходящихся в узле, не пересекаются в одной точке, фигура, образованная этими осями элементов, может быть названа „многоугольником эксцентриситета“ данного соединения. В этих случаях осевые нагрузки в работающих элементах фермы можно предполагать равными осевым нагруз-

кам в элементах эквивалентной фермы, узлы которой находятся где-либо на стороне многоугольника эксцентриситета, образованной осью поясного элемента. Когда конец какого-либо элемента находится на многоугольнике эксцентриситета фермы, можно предположить, что нагрузка на этот элемент состоит из осевой нагрузки P, вычисленной, как указано выше, и изгибающего момента, равного $P \cdot l$, где l — нормальное расстояние от оси данного элемента до наиболее отдаленного угла многоугольника эксцентриситета. Более точно этот расчет может быть выполнен делением общего момента эксцентриситета (относительно истинной точки пересечения элементов стенки) между элементами, пересекающимися в этом узле, пропорционально их относительному сопротивлению вращению этого узла.

2. В металлических ферменных лонжеронах, у которых L/j больше единицы, изгибающие моменты и срезывающие силы в лонжероне должны быть вычислены по точным формулам. Величины EI, которые нужно подставить в эти формулы, необходимо по возможности определять испытаниями на деформацию образцов, как описано выше в п. А. Если эти испытания выполнить нельзя, деформации, которыми пользуются для определения EI, можно получить при помощи любого стандартного метода определения деформации фермы, причем принятая при расчете нагрузка должна быть равна нагрузке, которая должна была бы прилагаться при испытании. При определении этих деформаций необходимо предположить, что в узле в конце каждого элемента как клепаной, так и соединенной болтами фермы имеется зазор, равный от 0,125 до 0,25 *см*. При расчете сварных соединений зазор учитывать не следует. Независимо от того, каким способом были определены деформации — испытанием или вычислением, величину EI нужно вычислять по крайней мере для трех точек пролета и в точную формулу подставлять среднюю величину. Если внешняя нагрузка, действующая параллельно оси лонжерона, приложена в каком-либо сечении в точке, лежащей вне общей оси поясов, то в точных формулах эту нагрузку нужно рассматривать как эквивалентную комбинацию осевой нагрузки у этой оси и изгибающего момента.

3. Нагрузки на поясные элементы в каждом сечении определяются по формуле:

$$F = \frac{PF_c}{F} \pm \frac{M}{h},$$

где P — общая осевая нагрузка;
F_c — площадь рассматриваемого пояса;
F — сумма площадей поясов без учета отверстий для заклепок;
M — общий изгибающий момент, определяемый по точным формулам;
h — расстояние между осями поясов.

В тех случаях, когда ось лонжерона не совпадает с прямой, соединяющей опорные точки, момент M должен быть увеличен или уменьшен на величину $P \cdot l$, где l — эксцентриситет осевой

силы в данном сечении. Если элемент в натуральную величину не испытывается, то нагрузки в раскосах стенки должны быть вычислены по формуле:

$$F = \frac{S}{\sin\Theta},$$

где Θ — угол между элементом стенки и осью лонжерона;

S — производная от общего изгибающего момента по x.

При непараллельных поясах в S должна быть введена поправка, равная срезывающей нагрузке, воспринимаемой поясами, находящимися в том же сечении, что и раскос. В случае поясов переменного сечения диагонали должны быть рассчитаны на дополнительную нагрузку, компонент которой, параллельный оси лонжерона, равен той части общей осевой нагрузки P, которая должна быть передана с одного пояса на другой. Таким образом, если площадь верхнего пояса изменяется от 0,6 общей площади поясов до 0,5 этой общей площади, дополнительная нагрузка на стенки равна $\frac{0,1P}{\cos\Theta}$. Для простоты эта нагрузка может быть полностью приложена к раскосу, прилегающему к месту, в котором меняются площади поясов. Описанным методом можно пользоваться в том случае, если он обеспечивает достаточную надежность этому элементу.

D. Расчет элементов поясов. Расчетную длину (при продольном изгибе) рекомендуется принимать равной расстоянию между центрами узлов фермы (в случае изгиба в плоскости этой фермы), причем коэфициент заделки нельзя принимать более 2,0. При продольном изгибе в боковом направлении необходимо предполагать, что расчетная длина равна расстоянию между элементами, воспринимающими лобовое сопротивление, за исключением следующих случаев:

1) если нервюры имеют достаточную жесткость для того, чтобы предотвратить поперечную потерю устойчивости; тогда это расстояние может быть принято равным не менее как половине расстояния между элементами, воспринимающими лобовое сопротивление;

2) при металлической обшивке, соответствующим образом подкрепленной, тогда можно поперечным изгибом пренебречь.

E. Расчет элементов стенок. При отсутствии эксцентриситета в узлах и расположении заклепок по оси элемента можно считать, что свободная длина при продольном изгибе равна длине оси этого элемента. Коэфициент заделки, применяемый в данном случае, будет зависеть от типа соединения, но ни в коем случае он не должен превышать 2,0. При наличии эксцентриситетов в узлах или смещении оси группы заклепок по отношению к оси элемента этот элемент нужно рассматривать как эксцентрично нагруженную стойку, длина которой равна действительной длине оси, а эксцентриситет осевой нагрузки в каждом конце брать как арифметическую сумму эксцентриситета заклепок и расстояния от оси элемента до наиболее удаленного угла „многоуголь-

ника эксцентриситета" (п. С, 1). Более точным методом каждый элемент должен быть рассчитан в соответствии с действительной комбинацией осевой нагрузки и концевого момента.

§ 21. Крылья с работающей обшивкой

А. Крылья с фанерной обшивкой. Крылья, полностью обшитые фанерой, можно рассчитать при следующих предположениях:

1. Обшивка воспринимает срезывающие напряжения, возникающие в результате действия тангенциальных (хордовых) составляющих внешних нагрузок, при условии, что между лонжеронами установлены соответствующие элементы, работающие на сжатие, и что все вырезы надлежащим образом подкреплены. При расчете лонжерона на осевые нагрузки силами, вызываемыми тангенциальными (хордовыми) составляющими, пренебрегать не следует.

2. При вычислении нагрузок на лонжероны обычными методами без учета упругой характеристики всей конструкции можно предположить, что фанерная обшивка, жестко прикрепленная к лонжеронам и нервюрам по всей длине, может воспринимать 10% изгибающих моментов, вызываемых воздушными силами. Лонжероны должны быть рассчитаны по крайней мере на 90% этих моментов. Если такая обшивка съемная, имеет большие отверстия или цельность ее в промежутке между лонжеронами на одной из поверхностей крыла каким-либо образом нарушена, то вблизи таких мест предполагаемую прочность ее необходимо уменьшить. Срезывающие нагрузки, действующие на лонжероны, не уменьшают.

В. Крылья с металлической обшивкой. Вследствие отсутствия единообразия в применяемых типах крыльев с металлической обшивкой рекомендуется производить статические испытания как взамен расчета на прочность, так и в сочетании с ним. Во многих случаях проверочное испытание при выбранной эксплоатационной нагрузке является единственным методом, при помощи которого можно определить поведение металлической обшивки. При исследовании прочности крыльев с металлической обшивкой необходимо учитывать следующее:

1. Обшивка не должна давать больших складок или волн при нагрузке, меньшей приблизительно половины установленной эксплоатационной нагрузки. Если при расчете обшивки предполагается, что она будет воспринимать какую-либо часть изгибающего момента, то нельзя допускать образования каких-либо складок, оказывающих вредное влияние на прочность основной конструкции по приложении расчетной нагрузки.

2. Методы расчета, при которых пользуются осью жесткости крыла, являются удовлетворительными в том случае, если положение оси жесткости точно известно. Рекомендуется избегать всякой неопределенности в этом отношении, рассчитывая случаи

различного положения оси жесткости, н таким путем охватывая расчетом всю область, в которой эта ось может находиться.

3. Расчет крыльев с работающей обшивкой, рассматривающий прочность листового материала совместно со стрннгерами нли прочность тонкостенных балок, должен сопровождаться по крайней мере одним статнческим испытанием образца панелн, при точном воспроизведеннн всех условий, прннятых при расчете. Такая панель должна быть достаточио велика для того, чтобы можно было учесть взаимодействне между разлнчнымн элементами конструкцни.

4. В свободнонесущих крыльях должиа быть достигнута максимальная практнческн возможная жесткость на кручение; особенно это относится к скоростным самолетам, а также к крыльям, которые сравнительно жестки на изгиб.

§ 22. Распределение нагрузок по хорде

А. Нервюры крыла. Приближеиные методы определения нагрузки на нервюру, приведенные в „Авиационном бюллетене" № 7А для нспытання нервюр крыла, пригодны для обычных двухлонжеронных конструкций. Однако они ие вполне точно воспроизводят действнтельное распределенне нагрузок по хорде. В некоторых случаях необходимо бывает определить действительное распределение не только для общей нагрузки, но и отдельно для каждой поверхности крыла. Если нет нозможности получнть результаты нспытания в аэродинамической трубе, можно пользоваться методами, опнсанными в NACA Rep. № 383, 411 н 465. Эги методы заключаются в определеиин кривой „основиого" распределения давления при „ндеальном" угле атаки и кривой „дополнительиого" распределення давления при „добавочном" угле атаки. Эти крнвые должны быть увязаны с заданнымн велнчнна мн c_y, так что крнвая окончательного распределения давления получается непосредствеино для каждого значения c_y. Кривые такого рода для иекоторых наиболее распространеных профилей можно получнть непосредственно от NACA.

В. Нагрузкн на переднюю кромку. У скоростных самолетов нагрузки, действующне на переднюю кромку, могут быть исключительно большими, особенно иагрузки, направлеиные вниз и вызываемые нисходящими порывами ветра при полете на предельно допустимой скорости пикнроваиия. Величина таких иагрузок может быть найдена без определения общего распределення иагрузок по хорде прн помощи метода, прнведенного в NACA Rep. №413.

С. Влияние вспомогательных устройств. Для небольших расчетных скоростей прн применении щитков или подобных нм приспособлений обычно нет необходимостн находить распределеине нагрузок по хорде для всего профнля. Необходнмо тщательио нсследовать влияние любого устройства, которое

может действовать вплоть до расчетной скорости планирования самолета. Это относится, главным образом, к вспомогательным крылышкам и неподвижным предкрылкам.

§ 23. Расчет элементов, воспринимающих подъемную силу

А. Вспомогательные стойки (подкосы). При определении сжимающих сил в подкосах, расчаливающихся вспомогательным подкосом, прикрепленным к крылу, обычно достаточно предположить, что в месте присоединения вспомогательного подкоса имеется шарнирный узел. Самый вспомогательный подкос необходимо рассчитать на нагрузки, возникающие от деформации основной конструкции крыла. Вполне достаточно приближенное решение, основанное на относительных деформациях, за исключением тех случаев, когда вспомогательный подкос рассматривается как точка опоры при расчете лонжерона крыла. В этом случае необходим точный расчет всей конструкции в целом.

В. Статически неопределимая система проволочных расчалок. Если к одному узлу крыла прикреплены две расчалки (или более), непараллельные между собой, то для нахождения закона распределения нагрузки между ними можно применить приводимые ниже приближенные формулы; полученные величины нагрузок следует увеличить на 25% согласно § 22, п. В „Авиационного бюллетеня“ № 7А.

$$P_1 = \left(\frac{V_1 A_1 L_1 L_2^3}{V_1^2 A_1 L_2^3 + V_2^2 A_2 V_1^3}\right) B;$$

$$P_2 = \left(\frac{V_2 A_2 L_1^3 L_2}{V_1^2 A_1 L_2^3 + V_2^2 A_2 L_1^3}\right) B,$$

где B — нормальная (изгибающая) составляющая нагрузки, приходящаяся на узел;
P_1 — усилие в расчалке 1;
P_2 — усилие в расчалке 2;
V_1 — вертикальная проекция расчалки 1;
V_2 — вертикальная проекция расчалки 2;
A_1 и A_2 — площади соответствующих расчалок;
L_1 и L_2 — длины соответствующих расчалок.

Предполагается, что хордовые (тангенциальные) составляющие воздушных сил верхнего крыла, а также неуравновешенные хордовые составляющие нагрузок в стойках коробки крыльев и несущих расчалках в точках их крепления к верхнему крылу полностью воспринимаются внутренней конструкцией верхнего крыла.

С. Статически неопределимые коробки крыльев. В бипланах с двойной полной системой связей, воспринимающей подъемную силу и лобовое сопротивление, соединенных между собой N-образной стойкой, распределение крутящего момента, дей-

Таблица 7

Расчетные случаи для поверхностей управления

Поверхность	Горизонтальное оперение [1]			Вертикальное оперение [1]		Элероны [1]	Щиток	Триммер
см. „Авиационный бюллетень“ № 7А	уравновешивание § 26, п. А	маневр § 26, п. В	демпфирование § 26, п. С	маневр § 27, п. А	демпфирование § 27, п. В	маневр § 28, п. А	уравновешивание § 29, п. А	уравновешивание § 29, п. В
Расчетная скорость	$V_{\max\max}$	V_p		V_p [8]		V_p	V_f	$V_{\max}$
c_n		$-0{,}55$ [2] $+0{,}35$		0,45		$\pm 0{,}45$	$+1{,}60_{\max}$	[3]
$\bar{p}$		$-\frac{V_p^2}{29}$ $+\frac{V_p^2}{45}$		$\frac{V_p^2}{35{,}6}$		$+\frac{V_p^2}{35{,}6}$	$+\frac{V_f^2}{10}$	$\frac{c_n V_{\max}^2}{16}$
Нагрузка	$P+P'$ [5]	$\bar{p}S_{г.о}$ [4]	Равна нагрузке на стабилизатор в предыдущем случае	$\bar{p}S_{в.о}$ [4]	Равна нагрузке на киль в предыдущем случае	$\bar{p}S_{эл}$	$\bar{p}S_{щ}$	$\bar{p}S_{трим}$
Пределы max	[6]	[9]		[9]		[13]		
Пределы min	[7]	[10]		[11]	$\frac{V_{\max}}{13}\left(\frac{4}{3+\frac{6}{R}}\right)$ [12]	[11]		
Распределение	фиг. 5	фиг. 6	фиг. 5	фиг. 6	фиг. 5	фиг. 7	[14]	Равномерное

$$V_p = V_{\min} + K_p\,(V_{\max} - V_{\min});$$

$$K_p{}^{15} = 0{,}15 + \frac{2450}{G+1360}.$$

[1] О влиянии триммеров см. „Авиационный бюллетень“ № 7А, § 29, п. В.
[2] Положительная сила действует вверх, отрицательная — вниз.
[3] См. соответствующие данные NACA.
[4] Нагрузка на полную поверхность.
[5] P' берется из случаев III и IV, $P' = 0{,}4P$.
[6] P' соответствует усилию на управлении в 68 *кг*.
[7] P' соответствует минимальному усилию на ручке управления.
[8] Для многомоторных самолетов V_p для вертикального оперения $0{,}9V_{\max}\left[\frac{n-1}{n}\right]^{\frac{1}{3}}$.
[9] Шарнирный момент соответствует усилию 91 *кг* на ручке управления.
[10] $\bar{p}$ равно ± 73 *кг/м²* за исключением (7), может быть расчетным для руля высоты.
[11] $\bar{p}$ равно 58,5 *кг/м²*.
[12] При $\lambda_{в.о}$ меньшем 2 принимать $\lambda_{в.о} = 2$.
[13] Шарнирный момент соответствует усилию 36,2 *кг* на ручке управления.
[14] Положения ц. д. брать по данным NACA.
[15] Минимальное значение равно 0,5.
Все силы и нагрузки — эксплоатационные.

ствующего на коробку крыльев, статически неопределимо, так как каждая пара связей может самостоятельно воспринимать момент. Для распределения нагрузки можно использовать точный метод, основанный на принципе наименьшей работы, или какой-либо другой сходный с ним метод. Для упрощения обычно предполагается, что элементы, воспринимающие лобовое сопротивление, воспринимают лишь непосредственную нагрузку вдоль хорды и что все нормальные нагрузки и крутящие силы воспринимаются связями, рассчитанными на восприятие подъемной силы. Это обычно достаточно надежно для элементов, воспринимающих подъемную силу, но не охватывает всех возможных случаев нагружения элементов, воспринимающих лобовую силу. В обычной схеме биплана нижняя ферма, воспринимающая лобовую силу, обычно нагружается в обратную сторону от момента крыла. Поэтому случай VI_2 при расчете („Авиационный бюллетень" № 7А, § 19, п. В, 2) представляет наиболее тяжелое условие для нижней фермы, воспринимающей лобовое сопротивление. Этот случай нужно исследовать в предположении, что сравнительно большая часть (приблизительно 75%) скручивающего момента относительно а. ц. (фокуса) передается на фермы, воспринимающие лобовое сопротивление. В случае одностоечного биплана фермы, воспринимающие лобовое сопротивление, должны выдерживать весь момент, возникающий под действием воздушных сил, относительно оси системы связей, воспринимающих подъемную силу.

ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

§ 24. Общие указания

А. Требования, предъявляемые для расчета поверхностей управления, приведены в настоящей главе „Авиационного бюллетеня" № 7А и в табл. 7. Установленные расчетные случаи основывались на двух самостоятельных функциях поверхностей управления — уравновешивание и маневр. Эти требования были разработаны таким образом, что они учитывали также влияние вспомогательных устройств, нагрузок от порывов ветра и сил, действующих от управления (см. таблицу на стр. 438).

В. Средняя удельная нагрузка, направленная перпендикулярно к поверхности управления, определяется коэфициентом нормальной силы c_n и скоростным напором q по формуле (10) § 3. Рассматривая поверхности хвостового оперения, обычно выбирают величину c_n для всей поверхности, включая подвижную и неподвижную части. Полученная таким путем общая нагрузка затем распределяется так, чтобы было создано подобие условий, существующих в полете. При наличии элеронов, щитков или триммеров величину c_n обычно определяют для отдельной поверхности, не рассматривая той поверхности, к которой она прикреплена.

С. Средняя удельная нагрузка обычно предполагается постоянной по всему размаху. В отношении характера кривых распределения нагрузок по хорде, приведенных на фиг. 6 и 7, для простоты можно предположить, что удельная нагрузка вдоль линии шарниров постоянна по всему размаху.

§ 25. Уравновешивающая нагрузка

А. Уравновешивающая нагрузка относится лишь к горизонтальному оперению, так как элероны и вертикальное хвостовое оперение используются в целях уравновешивания лишь в весьма незначительной степени. Описание применения вертикальных поверхностей для уравновешивания многомоторного самолета в случае остановки одного двигателя приведено в „Авиационном бюллетене" № 7А, § 27, п. А. (см. также § 26, п. F настоящего бюллетеня).

В. Расчетные случаи III и IV рассматриваются (как указано в „Авиационном бюллетене" № 7А, § 26, п. А) для определения уравновешивающей нагрузки на горизонтальное оперение.

Случай III представляет собой плавный выход из планирования. Случай IV исключает необходимость определения уравновешивающей нагрузки на хвостовое оперение при установившемся полете на расчетной скорости планирования. Эти два случая охватывают полетные случаи, которые могут встретиться при расчетной скорости планирования, причем случай IV иногда дает переупрочнение [1]. Однако это условие учитывает влияние порыва ветра, направленного вниз и создающего тенденцию к увеличению направленной вниз нагрузки, которая действовала на хвостовое оперение до встречи с порывом ветра. Поэтому большая уравновешивающая нагрузка, полученная в случае IV, не должна встречать возражений ввиду отсутствия каких-либо определенных требований учета нагрузок на горизонтальное оперение, возникающих при порывах ветра.

С. Распределение нагрузок по хорде, представленное на фиг. 6, воспроизводит условия, наблюдаемые при сравнительно большом угле атаки стабилизатора, когда на его передней кромке могут быть получены очень большие удельные нагрузки. Противоположно направленная нагрузка, которую требуется приложить к рулю высоты при уравновешивающей нагрузке, определяет ту силу, которую нужно приложить пилоту для сохранения самолета в равновесии. Для этого усилия установлен определенный минимум, так как возможны случаи, когда уравновешивающая нагрузка на хвостовое оперение равна нулю.

1. На фиг. 6 нагрузка на руль высоты представлена в виде сосредоточенной нагрузки, действующей вдоль линии шарниров руля высоты. Шарнирный момент уравновешивается противодействием системы управления и поэтому не оказывает воздействия на стабилизатор.

---

[1] С этим утверждением нельзя согласиться. См. замечание на стр. 88. *Прим. ред.*

§ 26. Нагрузки при маневрах

А. Общие соображения. Описанный в „Авиационном бюллетене" № 7А способ определения нагрузок при маневрах относится к скоростям и коэфициентам сил, которые соответствуют наблюдаемым на практике и дают возможность учесть влияние больших скоростей самолета. Этот метод предназначается для самолетов обычного типа, и при определении нагрузок при маневрах конструктор должен учитывать назначение самолета.

В. Расчетная скорость. Выбор скорости V_p, указанной в „Авиационном бюллетене" № 7А, § 26, п. В, основан на том предположении, что наибольшая нагрузка на подвижную поверхность управления и на заднюю часть неподвижной поверхности получается при резкой горке на скорости, превышающей минимальную скорость. Формула для определения V_p составлена так, чтобы были предусмотрены следующие положения:

1. V_p не может быть менее минимальной скорости горизонтального полета.

2. Предполагая, что размер поверхностей управления определяется, главным образом, необходимостью осуществить достаточную управляемость при минимальной скорости, по этой формуле получаем меньшую удельную нагрузку для бóльших площадей поверхностей управления.

3. В эту формулу включается максимальная скорость, дающая представление о скорости маневра, так что удельная нагрузка увеличивается при увеличении максимальной скорости.

4. Коэфициент K_p является эмпирическим коэфициентом, учитывающим резкость маневров, которые могут быть осуществлены различными самолетами. Этот коэфициент устанавливается таким образом, чтобы нагрузки на поверхности управления для средних самолетов приблизительно соответствовали опытным нагрузкам.

С. Расчетные коэфициенты. Расчетные величины c_n, приведенные в „Авиационном бюллетене" № 7А, представляют собой коэфициенты, которые действительно могут быть получены при отклонении поверхностей управления, причем наибольшее значение соответствует наибольшему отклонению подвижных поверхностей, предполагаемому при данной расчетной скорости. Меньшие значения применяются для нагрузок, действующих на горизонтальное оперение снизу вверх и на вертикальное оперение, так как и соответствующие силы при управлении в этих случаях также меньше. Величины коэфициентов согласованы с величиной коэфициента K_p в формуле, служащей для определения расчетной скорости, и они не представляют собой максимальных коэфициентов, которые могут быть получены при поверхностях управления обычного типа. В зависимости от назначения самолета в некоторых случаях желательно брать бóльшие величины[1].

---

[1] См. примечание на стр. 88. *Прим. ред.*

D. Распределение нагрузки. Распределение нагрузки по хорде, приведенное на фиг. 5 и 6 „Авиационного бюллетеня" № 7А, представляет собой примерно такой вид распределения, который может быть получен при отклонении подвижных поверхностей управления. Для хвостового оперения этот тип нагрузки является расчетным для подвижных поверхностей и для задней части неподвижных поверхностей.

E. Демпфирующая нагрузка. При внезапном (резком) отклонении поверхности управления полная нагрузка при маневре возникает как бы мгновенно, после чего самолет приобретает угловую скорость. Угловое движение изменяет направления скорости относительного воздушного потока у неподвижной поверхности и вызывает аэродинамические силы, приложенные к данной поверхности, действующие в таком направлении, что они препятствуют вращению самолета. Эта нагрузка концентрируется около передней кромки неподвижной поверхности и обычно называется демпфирующей нагрузкой. В „Авиационном бюллетене" № 7А она приводится как дополнительный случай, связанный с маневром (§ 26, п. C и § 27, п. B). Демпфирующая нагрузка связана по величине с нагрузкой при маневре, способствующей ее возникновению, так что весьма удобно воспользоваться последней для определения нагрузки на неподвижную поверхность при демпфировании. Для того чтобы избежать необходимости отдельно рассчитывать случай демпфирующей нагрузки, распределение этой нагрузки принимается таким же, как и в случае уравновешивающей нагрузки. Поэтому для горизонтального оперения демпфирующая нагрузка является минимальным пределом, и при расчете неподвижной поверхности ее можно не рассматривать в том случае, когда уравновешивающая нагрузка является расчетной.

F. Многомоторные самолеты. В § 27 „Авиационного бюллетеня" № 7А указывается, что величина V_p не должна быть менее скорости горизонтального полета при одном выключенном двигателе. Это правило основано на предположении, что момент рыскания (вокруг вертикальной оси), возникающий при подобных условиях, будет уравновешиваться вертикальным оперением. В некоторых случаях рекомендуется увеличивать коэфициент нормальной силы, для того чтобы учитывать случай, когда моторы находятся сравнительно далеко от плоскости симметрии.

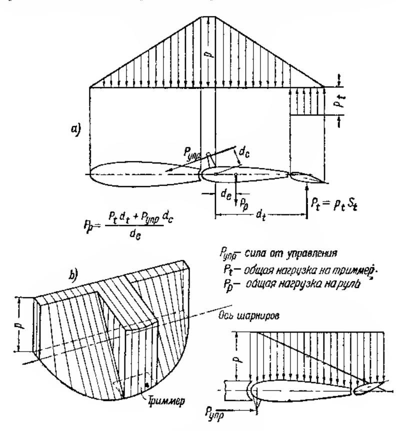
Для определения скорости при одном выключенном двигателе можно воспользоваться следующей приближенной формулой:

$$V_p = 0{,}9V_{\max}\left(\frac{n-1}{n}\right)^{\frac{1}{3}},$$

где V_p — скорость при одном выключенном моторе;
$V_{\max}$ — нормальная максимальная скорость;
n — общее число моторов.

§ 27. Вспомогательные устройства

А. Щитки крыльев. При расчете щитков на крыльях максимальная нагрузка обычно определяется при полностью открытом щитке. Требования, приведенные в § 29, п. А „Авиационного бюллетеня“ № 7А, справедливы в том случае, когда щитками пользуются лишь при скоростях не выше определенной расчетной скорости. Как указано в § 18, п. D „Авиационного бюллетеня“ № 7А, на специальной дощечке пилоту необходимо указывать величину предельной скорости при открытых щитках.



Фиг. 22. Распределение нагрузки по оперению с триммером

Положение щитка, являющееся расчетным для самого щитка, может не быть расчетным для механизма управления щитка и крепления его. В сомнительных случаях должен быть построен график шарнирных моментов щитка в зависимости от угла отклонения при различных углах атаки в расчетном диапазоне. Необходимые материалы могут быть получены на основании соответствующих испытаний в аэродинамической трубе. В следующих работах NACA приводятся общие соображения относительно щитков (NACA TN № 422, 459, 463, 472 и 475). Данные распределения давления для щитков могут быть найдены в NACA TN № 498.

B. Триммеры и флетнеры. Влияние триммеров на главных поверхностях управления учитывается методами, приведенными в § 28, п. В „Авиационного бюллетеня“ № 7А. Для нахождения

коэфициента нормальной силы, которым следует пользоваться при определении нагрузки на триммер, необходимо руководствоваться наиболее достоверными данными, полученными при испытании в аэродинамической трубе. Для этого при отсутствии более точных данных может быть также использован NACA Rep. № 360.

1. Случаи нагрузки, указанные в § 29, п. B, 3 „Авиационного бюллетеня“ № 7A и на фиг. 22, соответствуют такой нагрузке на триммер, при которой она и силы, действующие от управления, уравновешивают шарнирный момент, возникающий под действием аэродинамических сил на подвижных поверхностях управления. Для удобства расстояния и моменты можно вычислять при нейтральном положении передвижной поверхности и триммера. В действительности сила, действующая на триммер, будет иметь тенденцию слегка уменьшаться при отклонении подвижной поверхности, но так как это влияние весьма незначительно и трудно правильно определить его, им можно пренебречь.

2. Случай, приведенный в § 29, п. B, 4 „Авиационного бюллетеня“ № 7A, соответствует положению, когда пилот противодействует шарнирному моменту, вызываемому триммером. Как указано в „Авиационном бюллетене“ № 7A, этот случай является расчетным лишь для подвижных поверхностей, в особенности для элемента крепления триммера. Когда эти элементы несут нагрузку, вызываемую силой, прилагаемой при управлении триммером, эту нагрузку необходимо учитывать.

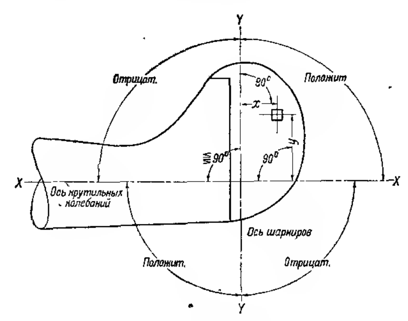
§ 28. Расчет на прочность

A. При расчете подвижных поверхностей управления, установленных на нескольких шарнирах, необходимо весьма осторожно пользоваться уравнением „трех моментов“. Обычно, предполагая, что точки опоры находятся на принципе линии, получают неправильные результаты. При расчете влияние прогиба опор следует учитывать с возможной точностью.

B. Влияние первоначальных нагрузок при затяжке на окончательные внутренние напряжения весьма трудно определить заранее, однако, в некоторых случаях это влияние может быть настолько велико, что его необходимо учитывать. Поэтому следует пользоваться методами, основанными на принципе наименьшей работы, которые и дают возможность получить правильное решение. Приближенные методы удовлетворительны в том случае, если они основаны на правильных предположениях. В качестве примера можно указать, что если натяжение некоторой обратной расчалки принимается не ослабевающим вплоть до достижения расчетной нагрузки, то расчет можно выполнить в предположении, что эта расчалка заменена силой, действующей в дополнение к внешним воздушным силам. Остаточная нагрузка от обратной расчалки может быть взята как часть номинальной нагрузки и будет менее начальной нагрузки при затяжке.

§ 29. Предотвращение флаттера. Балансировка

А. Статическая балансировка. Вполне удовлетворительиое статическое уравновешивание подвижной поверхности управления достигается тогда, когда ц. т. подвижной конструкции (без системы управления) находится на линии шарниров или в плоскости, проходящей через линию шарниров и перпендикулярной к средией плоскости поверхности.



Фиг. 23. Динамическая балансировка поверхности управления.

В. Динамическая балансировка. Подвижная поверхность управления диамически уравновешена по отношеиию к даиной оси тогда, когда угловое ускорение этой поверхности относительио данной оси не стремится вызвать колебания этой поверхиости вокруг оси ее шарниров. Поэтому поверхность управления, диамически уравновешенная относительио некоторой оси, остается нейтральной по отношению к крутильным колебаниям вокруг этой оси, т. е. работает как жесткая конструкция. Вероятные в самолетных конструкциях типы колебаний (вибраций) включают как крутильные, так и поперечные колебания, поэтому выбор типа балансировки и соответствующих осей координат для каждого даиного случая зависит от вида флаттера, которому подвергается данная часть. Оси, которые выбираются при рассмотрении в вибрации кручеиия фюзеляжа, представлены на фиг. 23 для случая балансировки руля поворота.

1. При вычислении коэфнциента динамнческой балансировки, как это указаио в „Авиационном бюллетене" № 7А, § 30, п. G, 6, исследуемая поверхность управления должна быть разделеиа на сравнительно большое число частей. Вес каждой части и расстояние по перпендикуляру от ц. т. этой части до каждой оси должны быть точно определены. Результирующий центробежный

момент инерции во всяком квадраите равен сумме отдельных центробежных моментов всех частей в этом квадранте. Центробежный момент инерции каждой части равен произведению ее веса иа два указаиных выше расстояиия. Обращаясь к фиг. 23, мы видим, что центробежный момеит инерции части весом ΔG равен ΔGxy.

2. Коэфициент дииамической балансировки является величиной, показывающей, когда данная поверхность управления выходит из равновесия. Правило знаков, прнменяемое в „Авиационном бюллетеие" № 7А, соответствует предположению, что всякая часть, влияние иисрции которой способствует флаттеру, имеет положительный цеитробежный момент инерции. Положительные и отрицательиые квадранты указаны на фиг. 23.

3. В случае свободнонесущих крыльев и поверхностей управления возможен тип поперечных колебаний, при которых положение главиой оси колебаний иеопределенно, так как оно различно для отдельных частей, а также зависит от деформации коиструкции. В этих случаях возможно получить требуемое решение в приближенном виде, принимая, что расположение оси вибрации обеспечивает наибольшую безопасность. Полное динамическое уравновешивание можно получить при статическом уравновешивании каждой отдельной части подвижиой поверхности относительио оси шарниров.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

§ 30. Общие положения

А. В табл. 8 представлены общие сводные даиные о расчетных случаях для системы управления согласно § 31 „Авнационного бюллетеня" № 7А. Подобного рода таблицы могут быть исполь-

Таблица 8

Расчетные случаи для проводки управлення

Случаи	Руль высоты	Руль направления	Элероны[1]	Щитки или триммеры
См. „Авиационный бюллетень" № 7А. .	§ 31, п. А	§ 31, п. В	§ 31, п. С	§ 31, п. D
См. „Авиационный бюллетень" № 26. .	§ 30—32	§ 30—32	§ 30—32	§ 30—32
Уснлне, соответствующее.	1,25 расчетной нагрузки на руль высоты	1,25 расчетной нагрузки на руль поворота[2]	1,25 расчетной нагрузки на элерон	1,25 расчетной нагрузки на щиток илн триммер

[1] См. также „Авиационный бюллетень" № 7А, § 31, п. С, 3 н 4.

[2] При расположении моторов не в плоскостн симметрии уснлне равно 91 *кг*.

Случаи	Руль высоты	Руль направления	Элероны	Щитки или триммеры
Предельное усилие в *кг* максимальное	91	91	36,2	—
Минимальное	31,8+0,06 (*G* — — 227)[1]	59	13,6+0,02 (*G* — — 227)[2]	—

Примечание. Вес нагрузки и силы — эксплоатационные.

зованы для составления сводок нагрузок при расчете на прочность. Эти таблицы могут быть полезны для справок и проверки.

§ 31. Специальные коэфициенты и пределы

A. Во всех случаях эксплоатационные нагрузки на систему управления устанавливаются равными 125% от действительных нагрузок, соответствующих усилию, действующему на поверхность управления при соответствующих максимальном и минимальном пределах. Коэфициент, равный 1,25, учитывает следующие факторы:

1) различие между действительным и принятым распределениями нагрузки по поверхности управления;

2) требование большей прочности в системе управления для уменьшения деформаций;

3) уменьшение прочности вследствие износа, зазоров в соединениях и т. п.

B. Максимальные пределы основываются на наибольших возможных усилиях на ручке, прилагаемых летчиком. Эти усилия могут быть превышены при особо тяжелых условиях, но возможность такого случая мало вероятна. Минимальный коэфициент безопасности, равный 1,50, требуемый во всех расчетных случаях, допускает превышение максимальной эксплоатационной нагрузки на сравнительно короткое время без каких-либо серьезных последствий.

C. Минимальные пределы соответствуют тем случаям, когда действующие на поверхности управления эксплоатационные нагрузки сравнительно невелики. В таком случае вполне вероятно, что эти минимальные усилия будут прикладываться при управлении тогда, когда ход поверхности управления будет полностью использован и они дойдут до упоров.

D. Требование дополнительного коэфициента безопасности, равного 1,20 для креплений, не относится к системе управления, так как коэфициент, равный 1,25, обеспечивает достаточный

[1] Не превышает 59 *кг*.
[2] Не превышает 23 *кг*.

запас прочности, и для определения допустимых напряжений смятия в узлах даны правила в пользу прочности. Когда система управления рассчитывается на максимальные или минимальные усилия при управлении, также иет необходимости применять дополнительный коэфнциент безопасности для креплеиия.

§ 32. Специальные вопросы

А. В иекоторых случаях, когда применяются специальиые рычажные и зубчатые передачи, расчетиая нагрузка на систему управления может возникнуть не тогда, когда поверхность управления полностью отклонена. Например, в случае щитков наибольшей расчетной иагрузкой на систему управления может быть та нагрузка, которая соответствует сравнительно небольшому отклонению щитка.

В. При расчете на прочность системы управления необходимо рассчитывать различные узлы и кронштейны, на которые они опираются. В особенности важна жесткость креплений управления щитками, элеронами и триммерами.

С. Кабанчики поверхности управления считаются частью системы управления. Это относится также и к креплениям кабанчиков к поверхности управлеиия.

КОЛЕСНЫЕ ШАССИ

§ 33. Общне соображения

А. Осиовные расчетиые случаи посадки приведены в „Авиационном бюллетеие" № 7А, § 35—38, и табл. 9. Эта таблица при подстановке действительных значений может быть использоваиа как сводка коэфициентов перегрузки для различных случаев посадки.

В. Расчетные случаи выбраны таким образом, чтобы можио было охватить различные возможные типы посадок при минимальном количестве расчетов. Обычно каждый отдельный случай является расчетным для определенных элементов. Если из рассмотрения конструкции шасси становится очевидным, что даниый случай нагружения не является расчетным, то нет надобности на него рассчитывать шасси. Одиако может оказаться необходимым определить иагрузки, действующие на фюзеляж во всех случаях посадки для расчета фюзеляжа на прочность.

С. Некоторые правила. Для упрощения процесса расчета колесного н поплавкового шасси рекомендуется соблюдать следующие условия:

1) основные оси координат обозиачать через V (положительная нагрузка, действующая вверх), D (положительная нагрузка, действующая назад) и H (положительная нагрузка, действующая наружу; в случае боковой посадки H будет положительной наружу лишь по отношению к одной стороне);

2) растягивающие нагрузки считать положительными, сжимающие — отрицательными;

3) моменты представлять в виде векторов согласно „закону правой руки";

4) положительные направления основных осей также брать соответствующими положительному направлению векторов моментов (при перемене знака момента направление вектора меняется на обратное);

5) при составлении уравнений равновесия все силы сначала предполагать растягивающими (т. е. положительными); действительное направление силы будет определено знаком, полученным при окончательном решении;

6) моменты складывать и разлагать векторно подобно силам.

§ 34. Случаи несимметричной нагрузки

А. Посадка со сносом („Авиационный бюллетень" № 7А, § 37, п. А). Этот случай предусматривает нагрузку, которая может быть получена при разворотах на земле. Обычно в результате получаются расчетные сжимающие нагрузки на какой-нибудь элемент, который испытывает действие больших растягивающих нагрузок в случае посадки на оба колеса. Эти нагрузки могут оказаться расчетными для некоторых элементов фюзеляжа, смежных с шасси. Расчет фюзеляжа для этих условий приведен в § 39 и 40.

В. Посадка на одно колесо („Авиационный бюллетень" № 7А, § 37, п. В). Этот случай не требует дополнительного исследования конструкции шасси, так как нагрузки остаются теми же, что и в случае горизонтальной посадки. Следует рассчитать конструкцию на следующие два случая:

1. Предполагается, что самолет касается земли лишь одним колесом. Первоначальная нагрузка такова, что она вызывает сравнительно большое угловое ускорение. Эта нагрузка уравновешивается инерционными силами, возникающими при вращении самолета вокруг его продольной оси, проходящей через ц. т.

2. После посадки на одно колесо или посадки со значительной боковой силой самолет приобретает угловую скорость вокруг своей продольной оси и стремится опрокинуться на одно колесо. К тому времени, когда второе колесо полностью приподнимается с земли, большие боковые нагрузки должны исчезнуть, так что могут быть снова воспроизведены условия посадки на одно колесо без всяких изменений. При всяком стремлении продолжать вращение после того, как нагрузка полностью была передана на одно колесо, нагрузка на это колесо не будет увеличиваться, так как кинетическая энергия при вращении будет преобразовываться в потенциальную энергию подъема ц. т.

С. Случай посадки на одно колесо служит лишь для расчета фюзеляжа и прилежащих к нему частей крыла, поэтому подробное пояснение расчета на прочность приведено в § 39.

§ 35. Амортизация

A. Термин „амортизационная система" обычно относится к пневматику и амортизационной стойке, соединенным между собой системой элементов, которые определяют относительное движение каждой составной части. Из одной и той же амортизационной стойки и пневматика можно получить любое число различных амортизационных систем, изменяя геометрическую схему шасси. Характеристику амортизационной системы нельзя определять лишь характеристиками амортизационной стойки и пневматика, так как она зависит от способа соединения этих двух элементов. Это соотношение естественно будет зависеть от геометрической схемы и конструкции шасси.

B. Как указано в § 39 „Авиационного бюллетеня" № **7A**, амортизационная система требуется для поглощения энергии, соответствующей свободному падению с известной высоты без превышения расчетного коэфициента перегрузки. Расчетная перегрузка применяется в данном случае в связи со сравнительно большой высотой свободного падения для обеспечения некоторого коэфициента безопасности в отношении амортизирующей способности. Для определения способности поглощения ударов и получения характеристик обычно необходимы динамические испытания. Способность пневматиков полностью поглощать удары может быть определена по кривым, которые дает предприятие, изготовляющее пневматики. Применяя пневматик в соединении с амортизационной стойкой, нельзя пользоваться непосредственно характеристиками пневматика для определения характеристик всей системы. В связи с испытаниями амортизационных систем необходимо отметить следующее:

1. Максимальные нагрузки на пневматики и амортизационные стойки могут возникнуть не в одно и то же время и необязательно иметь одну и ту же относительную величину.

2. Общий вес колеса пневматика и подвижной части амортизационной стойки при испытаниях должен быть приблизительно таким же, как и на самолете.

3. Для учета влияния конструкции шасси, в особенности в том случае, когда статическая нагрузка на амортизационную стойку сильно отличается от соответствующей нагрузки на пневматик, необходимо вводить соответствующие поправки. Совершенно невозможно точно воспроизвести действительные условия этого случая при испытании на свободное падение агрегата, состоящего из амортизационной стойки и пневматика, расположенных в линию. Приведенный ниже метод обычно является достаточно точным:

a) Следует взять при испытании вес, равный номинальной нагрузке на пневматик, умноженный на K (K — отношение нагрузки на амортизатор к нагрузке на пневматик);

b) высота свободного падения должна быть равна отношению установленной высоты к K;

Таблица 9

Посадочные случаи для сухопутных самолетов

Случаи	Горизонтальная посадка на две точки	Посадка на три точки	Боковая[1] посадка	Посадка с торможением
См. „Авиационный бюллетень" №7А .	§ 35	§ 36	§ 37	§ 38
См. „Авиационный бюллетень" № 26 .	§ 33	§ 33	§ 34	§ 33
Коэфициент перегрузки[2] (эксплоатационный)	$2{,}80 + \frac{4077}{G + 1812}$[3] $3{,}00 + 0{,}027\,\frac{G}{S}$[4]	То же, что и при посадке на две точки	$^1/_{10}$ от горизонтальной	1,33
Положение	Ось винтов горизонтальная	Посадка на три точки	Ось винтов горизонтальная	Посадка на три точки[5]
Вертикальный компонент	nG[6]	nG[7]	0	nG
Лобовая сила . . .	Результирующая[8] проходит через ц. т.	0	0	0,55 от вертикальной
Боковой компонент .	0	0	nG	0
Ход амортизационной стойки	50% хода[9]	То же	То же	То же
Обжатые пневматики на	50%	То же	То же	То же

[1] Боковой компонент действует только на одно колесо (внутреннее).
[2] Не должен превосходить 4,33.
[3] Для самолетов с полетным весом до 450 *кг*.
[4] Для самолетов с полетным весом до 450 *кг*
[5] Реакция от хвоста равна нулю.
[6] G — во всех случаях полетный вес за вычетом веса колес и конструкции шасси.
[7] Распределение между колесами и костылем таково, что момент относительно ц. т. равен нулю.
[8] Не должна превосходит 25% от вертикального компонента.
[9] Если не очевидны другие более опасные случаи.

Таблица 10

Расчетные посадочные случаи для поплавковых самолетов и летающих лодок

Агрегат	Поплавки			Лодка		
Случаи	реакция наклонена	реакция вертикальна	посадка со сносом	посадка на редан	посадка на две волны	нагрузка на днище
См. „Авиационный бюллетень“ № 7А	§ 44	§ 45	§ 46	§ 47, п. А	§ 47, п. В	0
См. „Авиационный бюллетень“ № 26	§ 37, п. А	§ 37, п. А	§ 37, п. А	§ 37, п. В	§ 37, п. В	0
n (эксплоатационное)	4,20[1] $3{,}00 + 0{,}027 \cdot \frac{G}{S}$	4,33[1] [2]	0 4,0	0 5,33	0 1,0	См. „Авиационный бюллетень“ № 7А, § 48
Вертикальная реакция	nG[3]	nG[3]	nG[3]	0	nG	
Реакция, направленная назад .	1/4 вертикальной	0	0	0	0	
Реакция, направленная вбок . .	0	0	1/4 вертикальной	0	0	
Результирующая	Проходит через ц. т. самолета без поплавков и их расчалок			nG	Проходит через редан	
Коэфициент безопасности . . .	1,85[4] 1,50[5]		1,50	1,50	1,50	1,50

c) следует заменить обычный пневматик пневматиком, для которого кривая нагрузки в функции деформации такова, что каждая ордината (нагрузка) в K раз больше, а каждая абсцисса (деформация) в K раз меньше тех величин, которые наблюдаются при применяемом в действительности пневматике. Кроме того, величина максимальной деформации заменяющего пневматика должна быть в K раз меньше максимальной деформации действительного пневматика;

[1] Для поплавковых самолетов весом 450 *кг* и более.
[2] *Для поплавковых самолетов весом менее 450 кг.*
[3] G — вес самолета без поплавков и их расчалок.
[4] Для креплений поплавков и поддерживающих элементов фюзеляжа.
[5] Для остальных конструктивных элементов.

d) при соблюденни этнх правил действнтельные условия будут весьма точно воспронзведены за нсключеннем того, что прн определении скоростн в момент удара будет допущена некоторая ошибка. Этот фактор нмеет большое значеннс при исследовании гидравлическнх амортизацнонных стоек, поэтому слншком большое расхождение скоростей в момент удара нежелательно;

е) амортнзацнонные стойкн при примененнн с пневматнком соответствующего типа обычно проектнруются с расчетом на максимальную эффективность, поэтому всякая замена данного пневматика другим, нмеющим совершенно нную крнвую зависимости нагрузки от деформации или иную способность поглощения ударов, обычно требует пересмотра характеристнк амортизацнонной стойкн в снстеме.

СЛУЧАИ ПОСАДКИ ЛЕТАЮЩИХ ЛОДОК И ГИДРОСАМОЛЕТОВ

§ 36. Общие указаиия

А. Различные случаи посадки, описанные в настоящей главе прнведены в табл. 10. Требования, предъявляемые к корпусам летающнх лодок, еще не были полностью пересмотрены, хотя известные нзменения н были сделаны для упрощения некоторых случаев посадкн. Особого нсследования требует удельное давление на днище лодок н поплавков. Для больших летающих лодок рекомендуется представлять предварительную схему предполагаемых случаев нагружения до окончання расчета на прочность. Это даст возможность нспользовать последние нмеющиеся данные по этому вопросу н в некоторых случаях может повести к экономии в весе коиструкцин.

В. В некоторых случаях посадки необходимо брать более высокий мннимальный коэфициент безопасностн для определенных частей конструкцин. Это требуется прежде всего для получения большей жесткостн н для возможностн изменять распределение нагрузкн. Обычно, когда общий коэфнциент безопасностн равен 1,80 н более, дальнейшего его увеличения для расчета узлов не требуется („Авиацнонный бюллетень“ № 7А, § 61, п. В). Иногда желательно применять больший коэфициент безопасности для узлов, испытывающнх большне напряжения нлн подвергающнхся обратным нагрузкам, для учета влияння концентрацни напряженнй, усталостн металла н нзноса в шарннрах.

§ 37. Расчетиые случаи посадки

А. Случаи посадки, приведенные для гидросамолетов в § 44—46 „Авиационного бюллетеня“ № 7А, в общем соответствуют случаям посадкн сухопутных самолетов. Этн случаи относятся к обычным конструкциям, и тогда соответствующие нагрузкн оказываются достаточными для полного нсследования прочности. При рассмотреннн поплавкового шассн необычного тнпа рекомендуется

исследовать типы посадкн, наиболее опасные для данной конструкции.

B. Расчетные случаи посадки летающих лодок, приведенные в § 47 „Авиационного бюллетеня“ № 7А, предусматривают несколько различных типов посадки и обеспечивают наименее сложный расчет на прочность. В частности, условия нагруження, наблюдаемые при так называемой „посадке на две волны“, в действительности относятся к двум разлнчным вндам посадки, прн которых в одном случае с водой соприкасается сначала нос, а в другом — первый удар восприннмает корма. Пронзвольные предположення относительно реакцни воды и распределения веса устанавливаются для упрощення расчета и для обеспечения добавочной прочностн для тех частей корпуса, разрушение которых наиболее вероятно.

C. В „Авнационном бюллетене“ № 7А не предусматривается случай посадки с боковой нагрузкой для летающих лодок. Мало вероятно, чтобы этот случай мог быть расчетным для корпуса лодки в целом, но для перегородок н некоторых другнх элементов можно было бы рекомендовать рассматривать эффект такого углового ускорення, какое получается в случае посадкн с боковой нагрузкой, указанной для поплавковых самолетов („Авнационный бюллетень“ № 7А, § 46). Расчет корпуса лодки в этом случае аналогнчен расчету фюзеляжа.

ФЮЗЕЛЯЖ, ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА И ГОНДОЛА

§ 38. Общие данные

A. В табл. 11 сведены случаи, при которых могут быть вызваны расчетные уснлня в различных элементах конструкцнн, и указана та часть фюзеляжа, для которой данные случан следует рассматрнвать. Очевндно, расчет на каждый случай не следует распространять далее того места, за которым уже не возникает расчетных уснлнй (еслн это может быть надежно доказано).

B. В дополнеиие к определенню общнх нагрузок на конструкцню необходимо определять местные нагрузки, вызываемые грузамн, находящимися в фюзеляже (нлн корпусе). Это относится, в частностн, к элементам, которые составляют часть основной конструкции и одновременно служат опорой для некоторых деталей, обладающих большим весом. Во всех этнх случаях должны быть определены суммарные напряжения. Исключение делается для нагрузок, создаваемых снстемой управления, которые не требуется суммнровать с основными нагрузками, возникающими при посадке и в полете.

§ 39. Методика расчета на прочность

A. Распределение веса. Основные веса, приложенные к фюзеляжу, должны быть распределены по соответствующнм узлам панелей так, чтобы было обеспечено истнниое положение ц. т. фюзеляжа и его содержнмого. Необходимо также соответствующнм

Таблица 11

Расчетные случаи фюзеляжа

	I Большой положительный угол атаки	II Большой отрицательный угол атаки	III Малый положительный угол атаки	IV Малый отрицательный угол атаки	V Полет на спине	VI Пикирование	Несимметричная нагрузка при большом положительном угле атаки	Несимметричная нагрузка при малом положительном угле атаки	Несимметричная нагрузка при полете на спине	Нагрузка от горизонтального оперения	Нагрузка от вертикального оперения	Горизонтальная посадка [2]	Посадка на три точки	Посадка со сносом	Переворот на нос	Кручение от мотора	Большой положительный угол атаки плюс кручение	Действующая вбок нагрузка на моторной установке	Действующая вверх нагрузка на моторной установке	Полный капот
1 Боковая ферма	0	0	0	0						0	0	0	0							
2 Передняя ферма					0										0	0	0	0	0	
3 Передние шпангоуты																0	0	0		
4 Верхняя и нижняя фермы											0									
5 Задние шпангоуты											0									
6 Крепление мотора															0	0	0	0	0	
7 Гондолы	0	0	0	0								0				0	0	0	0	
8 Части, прилегающие к крылу [1]	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0									0
9 Части, прилегающие к шасси [2]												0	0	0						

[1] Включая поперечные элементы, шпангоуты, верхнюю и нижнюю фермы.

[2] Проверить также элементы, прилежащие к крылу и шасси, от реакции в случае горизонтальной посадки от одного только колеса.

образом распределять грузы в вертикальном направлении. При вычислении нагрузок на узлы панелей самолетов нормального типа обязательно выполнение следующих правил:

1. Вес агрегата, помещенного между двумя узлами панелей боковых ферм, должен быть распределен между узлами обратно пропорционально расстоянию от этих узлов до ц.т. агрегата.

2. Вес агрегата, расположенного позади хвостового отсека или впереди переднего отсека, должен быть занесен в таблицу в виде силы и момента у хвостового отсека или у переднего отсека.

3. Вес агрегата, опертого на три точки панели и более, должен быть распределен между узлами на основании учета характера опоры, если это возможно. В случае невозможности провести полный расчет это распределение может быть сделано приближенно.

4. Во всех случаях момент разнесенных по узлам частей веса какого-либо агрегата относительно точки вблизи носовой части фюзеляжа должен быть равен моменту этого агрегата относительно выбранной точки.

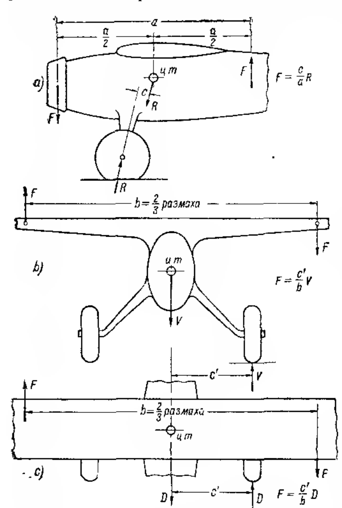
5. Можно предположить, что все нагрузки находятся в плоскости симметрии и равномерно распределяются между двумя вертикальными фермами фюзеляжа.

В. Уравновешивание (случай симметричной нагрузки). 1. Методы уравновешивания самолета описаны в § 12. Обычно можно ограничиться приложением уравновешивающих нагрузок, найденных для различных полетных случаев. „Коэфициент ускорения“ каждой отдельной массы фюзеляжа будет являться результирующим ускорением, определяемым на основании расчетов уравновешивания.

2. Основная сила инерции, действующая на какую-либо часть конструкции, будет направлена параллельно равнодействующей внешних сил и в общем случае не будет перпендикулярна к линии тяги. В некоторых случаях составляющие инерционных сил по направлению хорды (т. е. составляющие, направленные вдоль линии тяги или вдоль центральной линии фюзеляжа) могут быть заменены одной силой, приложенной в носовой части фюзеляжа. Этот метод разрешает рассматривать только вертикальные силы инерции, но им нельзя пользоваться в тех случаях, когда допущения, положенные в его основу, заведомо не увеличивают прочности расчетных элементов фюзеляжа.

С. Уравновешивание (случай несимметричной нагрузки). Во всех случаях, когда имеется угловое ускорение относительно данной оси, сила инерции, действующая на конструкцию от какого-либо агрегата, пропорциональна массе или весу данного агрегата и расстоянию от оси вращения. Эта инерционная сила будет действовать в направлении, перпендикулярном к радиусу, соединяющему данный агрегат с осью вращения. Для облегчения расчета в случае одновременного линейного и углового

ускорения нагрузки, возникающие под действием линейного ускорения, нужно определять отдельно от нагрузок, вызываемых угловым ускорением. В случае действия неуравновешенных внешних сил возникает необходимость определить равнодействующую внешних сил и плечо ее момента относительно оси, проходящей через ц. т. самолета. Обычно при расчетах подобного рода можно получить вполне удовлетворительные результаты, если веса главных агрегатов, например, панелей крыла, гондол и т. п., представить в виде сосредоточенных сил, приложенных в ц. т. соответствующих агрегатов.



Фиг. 24. Уравновешивание фюзеляжа под действием несимметричной нагрузки.

1. На фиг. 24 представлены приближенные методы уравновешивания фюзеляжа при типичном случае несимметричной нагрузки — посадка на одно колесо.

а) На схеме *a* показан случай посадки на две точки, когда результирующая нагрузка не проходит через ц. т. В этих случаях можно получить вполне удовлетворительные результаты, представляя уравновешивающий момент в виде силы, направленной вниз и действующей у носовой части фюзеляжа, и другой равной ей, направленной вверх и приложенной на таком же расстоянии назад от ц. т. Эти произвольно принятые силы можно рассматривать с известным приближением как инерционные силы при вращении и распределять их между соседними узлами панелей.

b) На схеме *b* представлен вполне удовлетворительный способ уравновешивания внешних моментов крена относительно продольной оси. Силы, противодействующие угловому ускорению, предполагаются приложенными к крылу. Произвольно выбранное положение, представленное на фигуре, базировалось на том основании, что влияние любой части пропорционально расстоянию этой части до ц. т. Можно предполагать, что уравновешивающие нагрузки направлены вертикально, хотя в действи-

тельности они будут действовать в направлении, перпендикулярном к радиусу, проходящему через ц. т. самолета. Если гондолы и подобные агрегаты, имеющие большой вес, крепятся к крылу, то уравновешивающие пары могут быть разделены между гондолами и панелями крыла пропорционально их влиянию. Этот вид уравновешивания относится также и к боковой посадке самолетов всех типов.

c) На схеме *c* представлен приближенный метод уравновешивания моментов относительно вертикальной оси. Такой случай наблюдается при посадке на одно колесо. Для расчета элементов крепления крыла целесообразно предположить, что уравновешивающая пара создается исключительно крылом. Величина неуравновешенного момента относительно вертикальной оси в расчетных случаях, установленных „Авиационным бюллетенем" № 7A, сравнительно невелика. Для обеспечения достаточной жесткости по отношению к нагрузкам, стремящимся скрутить крыло в его плоскости, в некоторых случаях рекомендуется испытывать элементы крепления крыла или кабан на большую неуравновешенную продольную нагрузку, приложенную к одному колесу, или на боковую нагрузку, действующую в хвостовой части.

2. Уравновешивающие пары, представленные на фиг. 24, *a*, будут действовать в дополнение к инерционным силам, возникающим под действием линейного ускорения. Например, на фиг. 24, *b* нагрузка *V*, представленная в виде реакции, приложенной в ц. т., в действительности представляет собой силы инерции всех составных частей самолета. Нагрузки на отдельные панели крыла, создаваемые весом крыла, распределены равномерно, и складываются арифметически с силами, возникающими от угловых ускорений. Это относится также и к другим приведенным случаям.

§ 40. Особые методы расчетов

А. Кручение ферменных фюзеляжей. При расчете современных ферменных фюзеляжей на нагрузки, приложенные к вертикальным поверхностям хвостового оперения, можно рекомендовать для упрощения делать ряд предположений о распределении внутренних сил. Для этого можно применять следующие методы (причем первый метод является более надежным, чем второй).

1. Можно предположить, что вся боковая нагрузка и крутящий момент воспринимаются лишь верхней и нижней фермами фюзеляжа. Распределение нагрузок между фермами можно получать, беря моменты относительно одной из осевых линий ферм в хвостовом отсеке.

2. Для конструкции, находящейся позади крайнего заднего шпангоута, нагрузку на хвостовую часть можно представить в виде боковой силы, приложенной в центре хвостового отсека, и пары, равной этой силе, помноженной на ее расстояние по вертикали до ц. д. вертикального оперения. Можно предполо-

жить, что боковая сила распределена равномерно между верхней и нижней фермами. Для конструкции, находящейся перед крайним задним шпангоутом, нагрузку на хвостовую часть можно представить в виде боковой силы, приложенной в центре хвостового отсека, и момента, приложенного к заднему шпангоуту и равного нагрузке на хвостовую часть, помноженной на расстояние по вертикали от ц. д. вертикального оперения до центра этого шпангоута. Можно предположить, что эта боковая нагрузка равномерно распределена между верхней и нижней фермами, а также, что момент (но не силы, составляющие эквивалентную пару) равномерно распределен между горизонтальной и вертикальной фермами. В последнем случае пары, действующие на шпангоут и воспринимаемые верхней, боковой и нижней фермами, легко определить. Для определения усилий в элементах фермы строят соответствующие диаграммы. Силы, действующие на лонжерон фюзеляжа, можно определить при помощи диаграмм, построенных для нагрузок горизонтальных и вертикальных ферм или для совместного действия нагрузок этих ферм, смотря по тому, какие нагрузки будут больше (этот условный метод рекомендуется для того, чтобы учесть неопределенность в распределении нагрузок между фермами).

Диагонали задних шпангоутов, шпангоуты, передающие крутящий момент на крыло, и все шпангоуты, смежные с нерасчаленным пролетом, необходимо рассчитывать на передачу всего крутящего момента. Промежуточные шпангоуты нужно рассчитывать на передачу 25% этого крутящего момента.

В некоторых случаях нагрузки, определенные для элементов нижних ферм, могут быть весьма незначительны. В таких случаях необходимо отметить, что желательно обеспечить большую жесткость на кручение фюзеляжа в целом и что в этом отношении жесткость верхней фермы будет полностью использована лишь тогда, когда и нижняя ферма обладает соответствующей жесткостью.

В. Крутящий момент от мотора. При исследовании расчетных случаев, в которые в качестве нагрузки входит крутящий момент мотора, этот момент можно вычислить по формуле:

$$M_{кр} = 716{,}2\frac{N}{n},$$

где $M_{кр}$ — крутящий момент в *кгм*;

N — мощность мотора в *л. с.*;

n — число оборотов винта в минуту.

1. Результирующий крутящий момент компенсируется несимметричным распределением нагрузки между крыльями и силами, действующими в поперечных расчалках фюзеляжа. В некоторых случаях, в особенности при применении моторов с редуктором, усилия, возникающие под действием крутящего момента, должны быть определены для всех элементов фюзеляжа, на которые этот момент действует, причем предполагается, что соответствую-

щие реакции приложены в месте соединения крыла с фюзеляжем. При расположении моторов на носу фюзеляжа, можно предположить, что нагрузка от реактивного момента действует на подмоторную раму вниз.

2. В случае, если мотор с непосредственной передачей на винт установлен на раме, укрепленной в двух или более точках, нагрузка от крутящего момента должна быть распределена между точками крепления пропорционально нагрузкам на эти точки от веса, действующего на подмоторную раму.

При поддержке мотора вертикальной плитой или кольцом крутящий момент можно предположить действующим в точках крепления (собственный вес мотора, однако, предполагается действующим в центре мотора).

3. При совместном действии крутящего момента с другими нагрузками для симметричной конструкции усилия, возникающие под действием крутящего момента, нужно арифметически (но не алгебраически) сложить с усилиями, полученными в случае симметричной нагрузки, так как если силы, вызываемые в каком-либо элементе крутящим моментом, противоположны по знаку силам, вызываемым весом, то обычно с противоположной стороны фюзеляжа имеется соответствующий элемент, в котором силы, возникающие под действием крутящего момента и веса, будут одного знака.

4. При расчете конструкции подмоторной рамы необходимо тщательно следить за тем, чтобы крутящий момент воспринимался лишь теми элементами, которые способны создать противодействующую пару. Например, в некоторых конструкциях, имеющих три точки опоры для кольца мотора, может оказаться необходимым заменить весь крутящий момент от мотора одной парой, приложенной только к двум точкам крепления.

С. Фюзеляжи с работающей обшивкой. 1. На прочность фюзеляжей с работающей обшивкой оказывает влияние целый ряд факторов, большинство из которых весьма трудно учесть при расчете на прочность. Следующие факторы имеют особое значение:

a) влияние дверей, окон и других вырезов;

b) работа металлической обшивки при сжатии и срезе (волнообразование);

c) прочность изогнутого листа в сочетании со стрингерами (при этом следует учитывать условия заделки и кривизну в двух плоскостях);

d) истинное положение нейтральной оси и распределение напряжений при изгибе;

e) действующие и допускаемые нагрузки для рам и шпангоутов.

2. Если данный фюзеляж этого типа не вполне аналогичен ранее сконструированному, прочность которого была определена испытанием, то расчет не считается достаточно надежным способом для определения прочности такого фюзеляжа. Во всех случаях

расчет на прочность должен быть дополнен данными, полученными при испытании. Желательно испытать весь фюзеляж на изгиб и кручение, однако, можно ограничиться испытанием некоторых отдельных частей в сочетании с расчетом на прочность.

В настоящее время этот вопрос исследуется NACA.

§ 41. Узлы

А. При расчете узла желательно свести в таблицы все силы, действующие на него при различных расчетных случаях. Это уменьшает опасность пропустить какую-либо комбинацию нагрузок, которая может оказаться расчетной.

B. Минимальный коэфициент безопасности 1,80, установленный для узлов („Авиационный бюллетень“ № 7А, § 61, п. А), составляется из стандартного минимального коэфициента, равного 1,50, и дополнительного коэфициента, равного 1,20. Увеличение на 20% учитывает различные факторы, увеличивающие вероятность разрушения узла, например, концентрацию напряжений, эксцентриситет, неравномерное распределение нагрузок и т. п. Как указано в „Авиационном бюллетене“ № 7А, в случае, если общий коэфициент безопасности для какой-либо части конструкции равен или превышает 1,80, узлы, находящиеся в этой части конструкции, не требуют увеличения коэфициента безопасности выше величины, принятой для основной конструкции.

§ 42. Расчаленные конструкции

А. Требования, приведенные в § 62 „Авиационного бюллетеня“ № 7А, в пп. А—С, основаны на необходимости установить такую пропорциональность в размерах расчалок, при которой исключается возможность возникновения чрезмерных нагрузок в какой-либо расчалке при затяжке другой расчалки. Эти требования предусматривают среднюю величину предварительной затяжки, равную 20%. Это означает, что при максимальном принимаемом отношении между усилиями предварительной затяжки в двух расчалках (2 : 1) можно допустить, что одна из них затянута на 13,3%, а другая — на 26,7%. При допущении бо́льших отношений, например, равных 3 : 1, следовало бы осуществить исключительно большую предварительную затяжку в одной расчалке, в то время как затяжка другой выражалась бы сравнительно небольшим процентом от номинальной нагрузки.

B. Требования, приведенные в § 62, п. D „Авиационного бюллетеня“ № 7А, основаны на том факте, что уменьшение угла между несущей расчалкой и лонжероном в значительной степени увеличивает прогиб при данной нагрузке. Формулу выбирают таким образом, чтобы можно было приблизительно сохранить деформацию, которая имелась бы при угле между расчалкой и лонжероном, равном 30°. K при этом угле становится равным единице. Так как K стремится к бесконечности, когда

этот угол стремится к нулю, то при небольших углах между расчалками и элементами, которые они поддерживают, ставить расчалки на самолете нерационально.

Характерным примером является коробка крыльев биплана, в которой несущие расчалки применяются как для переднего, так и для заднего лонжеронов. Коробка имеет лишь одну „посадочную" (обратную) или одну спаренную расчалку. В этом случае „посадочная" расчалка должна работать как „обратная" для всех несущих расчалок. Это означает, что „посадочная" расчалка должна выдерживать сравнительно большие усилия для противодействия нормальным усилиям затяжки несущих расчалок. Для определения максимально допустимого отношения усилий затяжек необходимо иметь сильную „посадочную" расчалку, хотя ее расчетная нагрузка в условиях полета сравнительно невелика. Здесь необходимо также отметить, что расчалки, воспринимающие лобовое сопротивление, будут нагружены при затяжке несущих расчалок. Очевидно, что расчалки, воспринимающие лобовое сопротивление, должны быть достаточно прочными для предотвращения чрезмерных усилий затяжки.

§ 43. Прочность материалов

А. В вопросах прочности можно руководствоваться методами, описанными в последнем издании „Handbook of instructions for Airplane Designers" („Сборник инструкций для конструкторов самолетов"), изданном Военным ведомством, раздел II, ч. V. Ниже приводятся выдержки из этого сборника, а также некоторые дополнения и изменения.

С. Совместное действие изгиба и сжатия. Разрушающие напряжения для хромомолибденовых стальных труб (при любом методе термической обработки), подвергающихся одновременно изгибу и сжатию, могут быть определены по фиг. 25 следующим образом:

1. Возьмем точку на диаграмме, представляющую отношения $\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{тек}}$ и $\frac{\sigma_{изг}}{R_{изг}}$ при эксплоатационных нагрузках и находящуюся на пересечении пунктирных линий.

2. Проведем через эту точку и начало координат прямую линию, представленную пунктирной диагональю.

3. На пересечении этой диагонали с кривой B получаем допустимые величины $\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{тек}}$ или $\frac{\sigma_{изг}}{R_{изг}}$.

4. По отношению допустимой и эксплоатационной величины $\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{тек}}$ или $\frac{\sigma_{изг}}{R_{изг}}$ определяем запас прочности (истинный запас прочности вычисляется в обоих случаях, причем результат, получаемый при больших величинах, является более точным).

5. Для определения коэфициента пользовались следующими величинами:

$R_{изг}$ — временное сопротивление при изгибе;
$\sigma_{тек}$ — предел текучести.

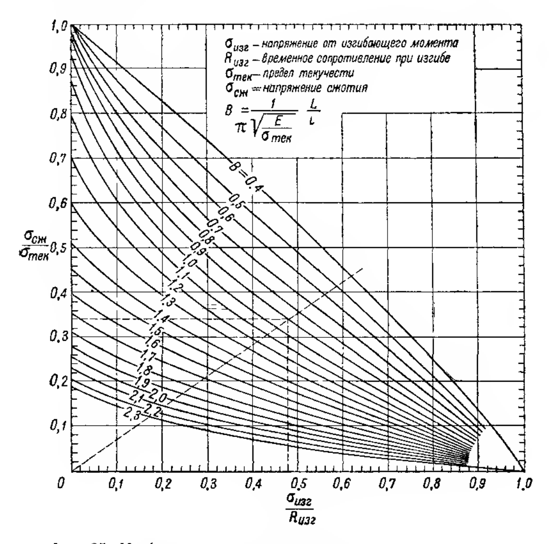
Примечание. При желании можно предположить, что

$$R_{изг} = 1{,}35 - 0{,}01\,\frac{D}{\delta}^{1},$$

временное сопротивление на растяжение в $кг/мм^2$ для

$$\frac{D}{\delta} < 50,$$

где D — диаметр трубы;
δ — толщина трубы.



Фиг. 25. Коэфициент допускаемого напряжения для стальных термически обработанных труб SAE-4130.

6. На фиг. 25 представлены в безразмерном виде основные кривые, которые можно использовать для любой степени термической обработки, при которой характеристики прочности известны и должны быть применены, а также в случае, когда

[1] См. NACA TN № 307 — основные испытания. Исследования эмпирические и надежность при экстраполяции сомнительна.

разрушающее напряжение отличается от 84 *кг/мм²*. Эти кривые учитывают также влияние дополнительного изгиба и основаны на кривых типа эпюры изгибающего момента, вызываемого поперечной нагрузкой в третьих точках элемента. Метод определения запаса прочности основан на предположении, что увеличение основных действующих нагрузок вызывает пропорциональное увеличение осевых и первичных изгибающих напряжений.

7. Если при определении $\sigma_{изг}$ учитывать влияние вторичного изгиба, то кривые, представленные на фиг. 328, будут приближаться к прямой линии, уравнение которой имеет следующий вид:

$$\frac{\sigma_{изг.сум}}{\sigma_{тек}} + \frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{тек}} = 1{,}0.$$

Здесь $\sigma_{изг.сум}$ является полным напряжением на изгиб (включая дополнительный изгиб). Этот метод можно применить лишь для определения прочности элемента, но запас прочности, полученный таким образом, не изменяется по линейному закону и при изменении нагрузки его нужно определять заново.

D. Совместное действие изгиба, кручения и сжатия. Впредь до выработки более точных формул для учета эффекта кручения можно пользоваться следующей формулой:

$$\frac{\sigma_{изг}}{R_{изг}} + \frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{тек}} + \frac{\tau_{круч}}{R_{круч}} = 1{,}0,$$

где $\tau_{круч}$ — напряжение, возникающее под влиянием одного кручения;

$R_{круч}$ — разрушающее напряжение при чистом кручении (другие обозначения пояснены в пп. В и С).

1. Получая по приведенным выше уравнениям величину 1,0, можно считать трубу удовлетворительной.

E. Допустимые нагрузки на стойки. Допустимые нагрузки на стойки стандартной формы можно определять на основании стандартных формул и диаграмм. Стойки необычного сечения необходимо соответствующим образом испытывать для определения типа кривой, в особенности в той области, где наблюдается местная потеря устойчивости. Такие испытания должны полностью охватывать область размеров, используемых в осуществленной конструкции. Лучше пользоваться шарнирно закрепленными образцами, так как определить эффект заделки с достаточной точностью весьма трудно. Поправки на изменение материала можно ввести при помощи безразмерных коэфициентов, как это указано в NACA TN № 307.

F. Смятие болтов в дереве. Допустимые нагрузки на болты в дереве, действующие под углом, отличным от 90°, по отношению к волокнам, можно определить по следующей формуле:

$$N = \frac{PQ}{P\sin^2\theta + Q\cos^2\theta},$$

где N — допустимая результирующая опорная нагрузка в *кг*;
P — допустимая нагрузка при силе, действующей параллельно волокнам в *кг*;
Q — допустимая нагрузка при силе, действующей перпендикулярно волокнам в *кг*;
θ — угол, образуемый направлением результирующей нагрузки с направленнем волокон.

СВЕДЕНИЯ, НЕ КАСАЮЩИЕСЯ ПРОЧНОСТИ

§ 44. Характеристики

А. Требования, предъявляемые к летным качествам самолетов, приведенные в § 73 и 74 „Авиационного бюллетеня“ № 7А, относятся к стандартной атмосфере. Отклонения от этих условий нужно учитывать при помощи достаточно надежных методов, например, методом, указанным в разделе II, ч. IV военного справочника „Инструкция для конструкторов самолетов“ („Hanbook of Instructions for Airplane Designers“).

УКАЗАТЕЛЬ

ЗАМЕЧЕННЫЕ ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
57	4 сверху	Для $N_e = 1600$ л с он равен	Для $N_e = 1600$ л. с., умноженной на	отв. ред.
120	табл. 12, колонка 4, 1 строка	25,3 — 0	$25{,}3 - 0{,}00085\left(\frac{L'}{l}\right)^{-2}$	пере-водчик
120 122	табл. 12 табл. 13, в графах „Длинные стойки“	$\left(\frac{L'}{l}\right)^{2}$	$\left(\frac{L'}{l}\right)^{-2}$	пере-водчик
157	7—8 сверху	$0{,}178 b_{cp} l \sqrt{\frac{n'G}{1000 b_{cp}}}$ долл. $0{,}178 l \sqrt{\frac{n'G b_{cp}}{1000}}$ долл.	$4{,}25 b_{cp} l \sqrt{\frac{n'G}{1000\, b_{cp}}}$ долл. $4{,}25 l \sqrt{\frac{n'G b_{cp}}{1000}}$ долл.	отв. ред.

Карл Вуд. Проектирование самолетов. Зак № 57.

Таблица 65

Прессованные (выдавленные) дуралюминовые профили

Размеры, *мм*				Площадь *мм²*	I_{1-1}	I_{2-2}	*x*	*y*	i_{1-1}	i_{2-2}	Поперечное сечение
L	*H*	*t*	*R*		*мм⁴*		*мм*				
12,7	12,7	1,6	1,6	39	416	416	3,8	3,8	3,8	3,8	Равнобокий угловой профиль
15 9	15,9	2,4	3,2	70	1 660	1 660	4,8	4,8	4 6	4,6	
19,0	19,0	1,6	1,6	58	2 080	2 080	5,3	5 3	5,8	5,8	
19 0	19 0	2,4	2,4	84	2 900	2 900	5,6	5 6	5 7	5,7	
19,0	19,0	3,2	3,2	109	3 320	3 320	5,8	5 8	5,6	5 6	
19,0	19,0	4,8	3,2	161	4 580	4 580	6,2	6,2	5,3	5 3	
25,4	25,4	1,6	1,6	77	5 000	5 000	6,8	6,8	7,9	7,9	
25.4	25,4	2,4	2,4	116	7 070	7 070	7,1	7,1	7 8	7,8	
25,4	25,4	3,2	3,2	155	8 750	8 750	7,4	7,4	7,6	7,6	
31,8	31,8	3,2	4,8	193	17 500	17 500	8,9	8,9	9,4	9,4	
31,8	31,8	4,8	4,8	277	24 500	24 500	9,4	9,4	9 4	9,4	
38,1	38,1	4 8	4,8	342	44 500	44 500	11,2	11,2	11,4	11 4	
44,4	44,4	3,2	4,8	271	50 450	50 450	11 9	11,9	13,5	13 5	
44,4	44,4	4 8	4,8	400	72 500	72 500	12,7	12,7	13,5	13 5	
50,8	50,8	3,2	6,4	316	75 000	75 000	13,5	13,5	15,5	15 5	
63,5	63,5	4,8	6,4	587	22 500	22 500	17 3	17,3	19,5	19,5	
19,0	25,4	1,8	1,6	77	5 000	2 500	7,9	4.6	8,1	5,6	Неравнобокий угловой профиль
25,4	38,1	4.0	4,0	238	33 700	12 100	12,7	6,6	11,9	7,1	
28,6	44 4	4,8	4.8	329	63 300	20 400	15,0	7,4	14,0	7,9	
31,8	44,4	4,8	4,8	342	65 000	27 500	14,5	8,1	13,7	8,9	
31,8	50,8	3,2	4,8	251	66 000	19 600	16,5	7,1	16,0	8,9	
31,8	50,8	4,8	4,8	374	95 000	28 300	17,3	7,9	16,0	8,6	
38,1	50,8	4,8	4,8	400	100 000	50 000	16,0	9,6	15,7	10,9	
31,8	63,5	4,8	6,4	438	179 000	29 100	22,8	7,1	20,3	8,4	
50,8	63,5	3,2	6,4	355	141 000	83 200	18,3	12,2	20,0	15,2	
12,7	22,2	1 6	2,4	65	4 160	832	9,6	3,0	7,9	3,3	Углобульбовый профиль
14,3	22,2	1,5	1,6	65	4 160	832	9,6	3,3	7,9	3,6	
17,5	25,4	1,6	2,4	77	6 250	1 660	10,1	4,1	8,9	4,8	
19,0	28,6	1,9	1,6	97	10 000	2 500	11,2	4,6	10,1	4,8	
19,0	33,4	2,4	3,6	155	21 600	3 320	15,0	4,3	11,9	4,8	
31,8	31,8	2,4	0	155	17 000	15 800	10,1	8,1	10,7	10,1	
14,3	22,4	1,5	1,6	77	5 830	2 080	11,2	12,2	8,6	5,1	Зетовый
14,3	31,8	1,9	2,4	109	15 800	2 900	16,0	13,5	11,9	5 3	